

ระบบอำนวยความสะดวกในอากาศยาน

ความมุ่งหมาย

หลังจาก นทน. ได้ศึกษาจนจบแนวการสอนนี้จากชั้นเรียน ท่านจะสามารถบรรยาย หรืออธิบายถึงผลที่เกิดกับร่างกายในขณะที่ทำการบินสูง ส่วนประกอบและการทำงานในระบบอำนวยความสะดวกต่าง ๆ (ความร้อน, การปรับอากาศ, การปรับความดันและระบบออกซิเจน) ตลอดจนข้อควรระวังเพื่อการนิรภัยต่าง ๆ ขณะทำการซ่อมบำรุงเหล่านี้

คำนำ

ในการออกแบบอากาศยาน เรามีจุดมุ่งหมายหลักที่จะมุ่งถึงความปลอดภัยและความสะดวกสบายของลูกเรือเป็นเรื่องสำคัญ จึงจะเห็นได้ว่าในอากาศยานสมัยใหม่จะมี 2 สิ่งนี้เป็นอย่างมากที่สุด อากาศยานจะประกอบด้วย ระบบให้ความอบอุ่นในห้องนักบินและห้องผู้โดยสาร, การปรับอากาศ, การปรับความดันและออกซิเจน โดยไม่ต้องคำนึงถึงสภาพของอากาศภายนอก เมื่อระบบต่าง ๆ เหล่านี้ทำงาน เจ้าหน้าที่ภายใน บ. จะทำงานด้วยความสะดวกสบาย แต่ความสบายนั้นจะเกิดขึ้นได้สมบูรณ์ก็ต่อเมื่อการซ่อมบำรุงระบบเหล่านั้นถูกต้อง และด้วยการซ่อมบำรุงนั้นอยู่ภายใต้การควบคุมของท่าน (น.ฝชอ.) ดังนั้น แนวการศึกษานี้จะช่วยให้ท่านมีความรู้กว้างขวางขึ้น

สิ่งควรรู้

ระบบให้ความร้อน

ความร้อนในอากาศยาน

ดังกล่าวแล้ว อากาศยานสมัยใหม่คำนึงถึงความสบายของเจ้าหน้าที่เป็นหลักความปลอดภัยในการบินจะลดน้อยลง หากว่าลูกเรือไม่ได้รับความสบายพอสมควร ลูกเรือจะต้องมีการพักผ่อน กินอาหารและอื่น ๆ ที่เราจะได้ศึกษากันต่อไป ถึงการรักษาไว้ซึ่งความสบายนี้ ลูกเรือจะไม่สามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพสูงสุด ในเมื่อเขาเหล่านั้นไม่สะดวกสบายหรือต้องสวมเสื้อผ้าหนาเตอะเพื่อป้องกันความหนาวเย็น, หมอกและน้ำแข็งที่เกาะอยู่ภายนอกของห้องนักบินก็ทำให้การมองเห็นของนักบินเลวลง การบินก็จะไม่ปลอดภัย และอุปกรณ์บางอย่าง เช่น ปืนและเครื่องวัด ต้องการอุณหภูมิเท่าบรรยากาศธรรมดา เพื่อให้มันทำงานได้ตามปกติ ความร้อนภายในเครื่องบินมีความจำเป็นมากขึ้น สำหรับอากาศยานแบบใหม่ ๆ ที่ต้องบินสูงและต้องรักษาการบินที่ระดับนั้นนาน ๆ ด้วย

เครื่องทำความร้อนจะถูกใช้ตลอดเวลา ทั้งนี้เพราะเมื่ออากาศยานบินสูง อุณหภูมิของบรรยากาศจะลดลง ตามปกติแล้วอุณหภูมิจะลดลง 3 – ½ องศา เมื่อระยะสูงเพิ่มขึ้นทุก ๆ 1,000 ฟุต เหนือระดับน้ำทะเล อุณหภูมิจะลดลงเรื่อย ๆ ตามอัตรานี้จนถึงระยะสูงประมาณ 36,000 ฟุต อุณหภูมิจะเริ่มคงที่ประมาณ 67° ฟ. ในขณะที่อุณหภูมิที่พื้นดินสูงถึง 100° ฟ. แต่ที่ระยะสูง 20,000 ฟุต อุณหภูมิจะ

ต่ำถึง 30° ฟ. หรือ 2 องศาต่ำกว่าจุดเยือกแข็ง ซึ่งระยะสูงนี้เป็นระยะสูงโดยประมาณที่เครื่องบินใช้ ย. ลูกสูบและมีการปรับความดันส่วนมากใช้เป็นระดับบินเดินทาง

แม้ว่าเครื่องบินทั่วไปจะไม่มีปริมาตรภายในใหญ่เท่าบ้านก็ตาม แต่จำนวนความร้อนที่ต้องการให้ความอบอุ่นภายในจะพอ ๆ กัน ทั้งนี้เพราะเครื่องบินมีโครงสร้างเป็นโลหะล้วน คือ อลูมิเนียม ซึ่งมันเป็นตัวนำความร้อนที่ดีและเนื่องด้วยเครื่องบินทั่ว ๆ ไปนั้น ผนังลำตัวมีฉนวนที่เลว จึงทำให้กักความร้อนไว้ไม่ได้นาน โดยการเปรียบเทียบแล้ว จำนวนความร้อนที่ใช้ให้ความอบอุ่นในห้องของลูกเรือ 3 คนในอากาศยาน จะใช้กับ 3 ห้องนอนของบ้านได้ดีทีเดียว ท่านจะมองเห็นถึงปัญหาที่นักออกแบบอากาศยานต้องประสบ เมื่อท่านนึกถึงว่าท่านจะติดตั้งเตาให้ความอบอุ่นกับบ้านถึง 3 แห่ง เทียบกับนักออกแบบเครื่องบินพยายามที่จะติดตั้งระบบให้ความอบอุ่นอย่างเพียงพอในอากาศยานแบบหนึ่ง

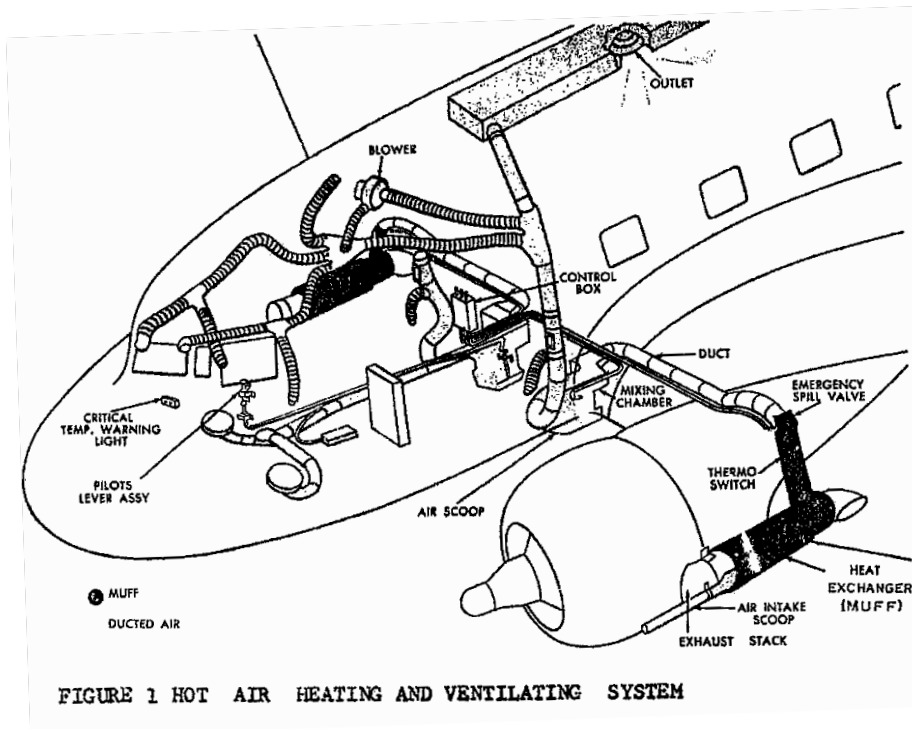
ด้วยเครื่องทำความร้อนเป็นระบบที่สำคัญมาก สำหรับเครื่องบินสมัยใหม่ ท่านในฐานะเป็น ผ.ขอ. จะต้องมีความรู้มูลฐาน เพื่อจะได้ช่วยให้คำแนะนำแก่ช่าง ในการตรวจและซ่อมบำรุงและทำตามที่แจ้งความเทคนิคกำหนด (TCTOs.) นอกจากนั้น ท่านยังจะต้องรับผิดชอบในการสอบสวนอุบัติเหตุหรือไม่ก็ต้องรับผิดชอบในกรณีที่มีเหตุพบ CARBON MONOXIDE (CO) ในห้องนักบิน ซึ่งเรื่องนี้ถือว่าเป็นอันตรายร้ายแรงและเป็นเหตุทำให้ บ.ประสบอุบัติเหตุได้

เครื่องทำความร้อนในอากาศยานยุคปัจจุบันมีแบบที่ใช้ท่อไอเสีย หรือใช้การเผาไหม้ นิยมใช้กับเครื่องบินใบพัดและสำหรับเครื่องบินเจ็ทใช้ลมที่ระบายออกมาจากชุดอัดอากาศของเครื่องยนต์เจ็ท STAGE ใด STAGE หนึ่ง สำหรับการใช้อิเสียและเครื่องทำความร้อนชนิดเผาไหม้ ดังจะกล่าวต่อไปนี้

เครื่องทำความร้อนใช้อิเสีย (EXHAUST HEATERS)

เครื่องทำความร้อนแบบนี้เป็นแบบแรกที่ใช้ในอากาศยานและยังคงใช้กันต่อมาจนถึงปัจจุบัน ในเครื่องบินขนส่งและสื่อสาร ในรูปที่ 1 จะแสดงระบบให้ความร้อนแบบที่กล่าวนี้ หลักการง่ายโดยมีตัวถ่ายเทความร้อน ซึ่งเรียกว่า “ MUFF ” หุ้มอยู่รอบท่อไอเสีย มีท่อนำเอาอากาศบริสุทธิ์ผ่านเข้ามาทาง MUFF ซึ่งอากาศนี้จะมาถูกกับส่วนที่ร้อนของท่อไอเสีย อากาศจะร้อนขึ้นและไหลผ่านออกไปทาง ๆ ออกไปยังจุดต่าง ๆ แนนอน เพื่อให้มีการควบคุมจำนวนความร้อนนี้ ในระบบจะประกอบด้วยตัวควบคุมฉุกเฉินและลิ้นฉุกเฉิน (EMERGENCY SPILL VALVE) เพื่อที่จะปล่อยอากาศร้อนนี้ทิ้งไป เมื่อเกิดความร้อนสูงเกินเกณฑ์ ในชุดเครื่องทำอากาศร้อนแบบมูลฐาน อากาศบริสุทธิ์ที่นำเข้ามาทางช่องรับอากาศของ MUFF จะมีเพียงพอและเมื่อผ่านท่อไอเสียแล้ว อุณหภูมิจะสูงขึ้นถึง 450° ฟ. สำหรับไอเสียร้อนที่ผ่านห้องเผาไหม้รอบในของตัวถ่ายเทความร้อนจะทิ้งไป ไอเสียจะไม่เข้าปนกับอากาศส่วนที่นำมาระบายความร้อนและส่งเข้าไปในห้องนักบินเลย จะมี THERMO SWITCH ติดตั้งอยู่ในช่องอากาศร้อนของ MUFF มักจะปิด และทำให้วงจรไฟฟ้าของระบบไฟเตือนในห้องนักบินทำงาน (ติด) เมื่ออุณหภูมิของอากาศร้อนสูงเกิน 450° ฟ. เมื่อนั้นนักบินก็จะเปิด SPILL VALVE ปล่อยลมร้อนทิ้งไปก่อนที่มันจะทำให้ท่อลมชำรุด มี

ลิ้นผสมอากาศอำนวยความสะดวกการทำงานด้วยมือ 2 ลิ้น ประกอบอยู่ในห้องผสมอากาศมีคั่นส่งต่อถึงกัน ทำหน้าที่ควบคุมอุณหภูมิโดยยอมให้อากาศร้อนที่ออกมาจาก SPILL VALVE ตัวหลังและยอมให้ลมเย็นที่พอเหมาะเข้ามาจากท่อรับลมภายนอกผสมกัน อากาศร้อนและเย็นจะผสมกันในห้องผสมตามอัตราส่วนที่กำหนดโดยลิ้นผสมอากาศ ทำให้อากาศอุ่นส่งไปยังจุดที่ต้องการในเครื่องบินต่อไป

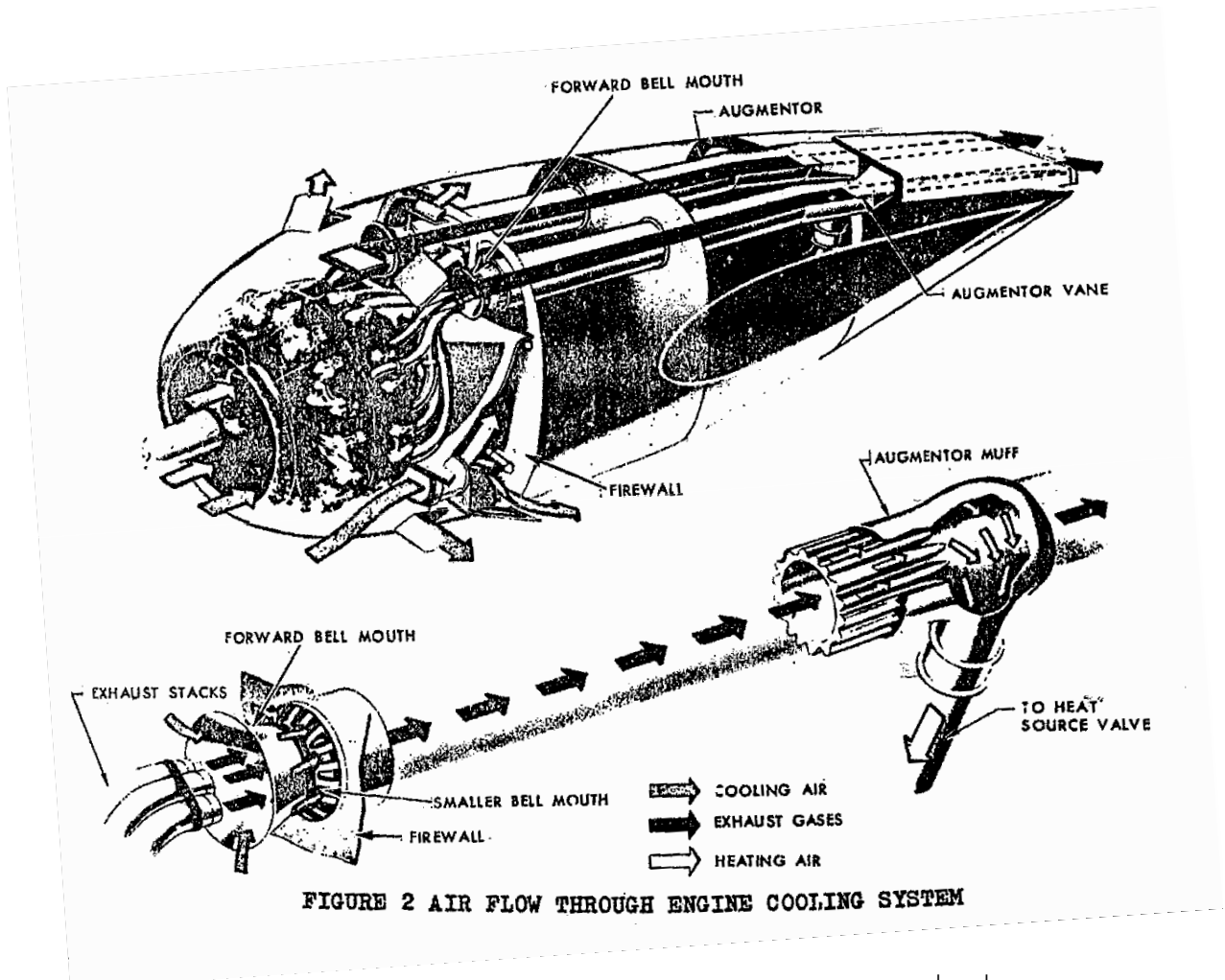


หากเราคิดให้ลึกซึ้ง จะพบถึงข้อเสียของระบบนี้ คือ

- เมื่อระบบเกิดมีความร้อนสูงเกินเกณฑ์ ตัวลิ้นฉุกเฉินจะต้องเปิดจะทำให้ความร้อนทั้งหมดเสียไป
- มีทางเป็นไปได้ว่าหากท่อไอเสียและ MUFF ทะลุถึงกันแล้ว ไอเสียอาจจะรั่วทำให้คาร์บอนมอนนอกไซด์ (CO) เข้าในห้องนักบินได้
- เครื่องยนต์จะต้องติดเพื่อให้ได้ความร้อนนี้
- บ.อยู่บนพื้นจะไม่ได้ความร้อนจากระบบนี้

เครื่องบินแบบล่า ต่อมากมีการหาวิธีป้องกันการรั่วเข้าของคาร์บอนมอนนอกไซด์ในห้องนักบิน โดยการติดตั้งชุดถ่ายเทความร้อนอากาศต่ออากาศตรง (AIR TO AIR HEAT EXCHANGER) ระบบนี้ใช้ท่อเสริม (AUGMENTOR TUBE) เพื่อถ่ายเทความร้อนจากท่อไอเสีย คูในรูปที่ 2 ท่อเสริมจะสวมอยู่โดยรอบของท่อไอเสีย ต่อจากผนังกันไฟจนถึงส่วนท้ายของกระเปาะเครื่องยนต์ ประกอบด้วย 2 ส่วนของ CORRUGATED LINER, OUTER SHROUD หรือ HEAT MUFF และส่วนอากาศร้อนออกทั้งหมดนี้เชื่อมติดกันเป็นชุดเดียว ช่องว่างระหว่าง SHROUD และ CORRUGATED LINER เป็นตัวพาอากาศเย็นเข้าไป

ในส่วนนำอากาศร้อนออก ส่วนนี้จะรวมอยู่กับส่วนหน้าของ AUGMENTOR SHROUD และมีความโตกว่าเล็กน้อย อากาศร้อนที่พุ่งออกไปใช้ยังห้องนักบินและท่อทางของระบบป้องกันน้ำแข็งจะต่ออยู่กับทางออกทางส่วนล่างของส่วนนำความร้อนออกแต่ละอัน



ส่วนเสริมท้าย (AUGMENTOR AFT SECTION) ประกอบด้วยท่อเดี่ยวที่นำเอาแก๊สไอเสียข้างหลังไปยังจุดที่อยู่เหนือปีกทางซ้ายหลังและทิ้งออกไป ปากกระสังที่ยื่นออกมานั้นใช้เป็นส่วนหน้าของท่อเสริม ปากกระสังส่วนหน้าของ AUGMENTOR แต่ละอันจะเป็นตัวรวมเอาไอเสียจากท่อไอเสียและอากาศที่ใช้ระบายความร้อนจากส่วนกำลังของเครื่องยนต์ ส่วนปากกระสังอันเล็กที่ยึดอยู่กับผนังกันไฟจะรวบรวมอากาศที่ระบายความร้อนให้กับส่วนกำลังของเครื่องยนต์ ส่งไปทางส่วนท้ายภายในของ HEAT MUFF ส่วนสุดท้ายของท่อเสริมจะเป็น AUGMENTOR VANE, VANE นี้จะควบคุมจำนวนการไหลของส่วนผสมของอากาศที่ใช้ระบายความร้อนเครื่องยนต์ และไอเสียที่ผ่านท่อเสริม VANE นี้ติดตั้งใกล้กับส่วนท้ายของ MUFF แต่ละ AUGMENTOR VANE ควบคุมอุณหภูมิของอากาศใน MUFF รวบรวมความร้อนรอบ AUGMENTOR เมื่อต้องการจะให้ความร้อนในห้องนักบิน หรือใช้ในระบบป้องกันน้ำแข็งของปีกและทาง VANE จะมีส่วนเล็ก หากเปรียบเทียบกับพื้นที่หน้าตัดของท่อเสริม แต่เมื่อปิดมันจะจำกัดการไหลของ

อากาศและไอเสียเพียงพอที่จะใช้เป็นตัวพิจารณาอุณหภูมิที่เพิ่มขึ้นใน AUGMENTOR ความร้อนจะเป็นตัวอำนวยความสะดวกให้กับวงจร โดยเปิด VANE ให้ไปอยู่ตำแหน่ง “ TRIAL “ เมื่อเกิดสภาพอุณหภูมิสูงเกินเกณฑ์ขึ้นภายใน MUFF รวบรวมความร้อนในระบบนี้อากาศร้อนจากส่วนนำอากาศร้อนออกไม่ได้ต่อไปเข้าห้องนักบิน แต่มักจะผ่านตัวถ่ายเทความร้อนรองและทิ้งไป อากาศบริสุทธิ์ผ่านเข้ามาทาง CORES ของตัวถ่ายเทความร้อนรองและทำให้ร้อน อากาศส่วนนี้ที่เราพาเอาไปใช้งาน แหล่งให้อากาศที่สองได้มาจากชุดอัดอากาศ ดังนั้น อากาศที่เข้าไปในห้องนักบิน จึงใช้งานได้ทั้งให้ความร้อนและความดัน หรือไม่ก็ใช้อากาศภายนอก เพื่อการระบายและให้ความร้อนห้องนักบิน อากาศที่เข้าในห้อง CABIN จะไม่เข้าใกล้กับไอเสียของเครื่องยนต์ แต่มันจะพาเอาความร้อนไปให้ด้วย การเดิน ย.และใช้ชุดอัดอากาศ หรือพัดลมดันอากาศผ่านตัวถ่ายเทความร้อนระบบนี้จะให้ความร้อนอย่างเพียงพอกับห้อง CABIN เมื่อทำงานที่พื้นตัว AUGMENTOR TUBE และ EXCHANGER ร่วมกับตัวถ่ายเทความร้อนรองในระบบนี้ ทำให้ระบบนำความร้อนจากท่อไอเสียไปใช้มีประสิทธิภาพสูงและปลอดภัยมาก

เครื่องทำความร้อนชนิดสันดาป

เครื่องทำความร้อนแบบนี้ นับเป็นแบบที่ใช้กันมากและถูกหลักปฏิบัติ เครื่องบินจะมีความร้อนได้แม้แต่ไม่ติดเครื่องยนต์ เครื่องทำความร้อนนี้ถูกสร้างขึ้นหลายขนาด เพื่อให้จ่ายต่อนักออกแบบอากาศยาน จะได้นำเอามาใช้ เพื่อให้เกิดความแน่ใจว่าเครื่องบินจะได้รับความร้อนเพียงพอ โดยอาจจะเพิ่มใช้ขนาดใหญ่ขึ้นหรือจะใช้ขนาดเล็กหลายหลายอันก็ได้ ขนาดของเครื่องทำความร้อนนี้มีตั้งแต่ขนาด 15,000 BTU ต่อชั่วโมง จนถึงขนาด 600,000 BTU ต่อชั่วโมง เมื่อมีการติดตั้งใช้งานก็ต้องทำให้เกิดความจำเป็นในการซ่อมบำรุงขึ้น ด้วยความเข้าใจในระบบการทำงานจะทำให้การตรวจซ่อมประจำวัน และการแก้ไขข้อขัดข้องง่ายเข้า ปัญหาที่มักเกิดในด้านการซ่อมบำรุง เครื่องทำความร้อนก็คือการขาดความรู้ในการทำงานของระบบมูลฐาน

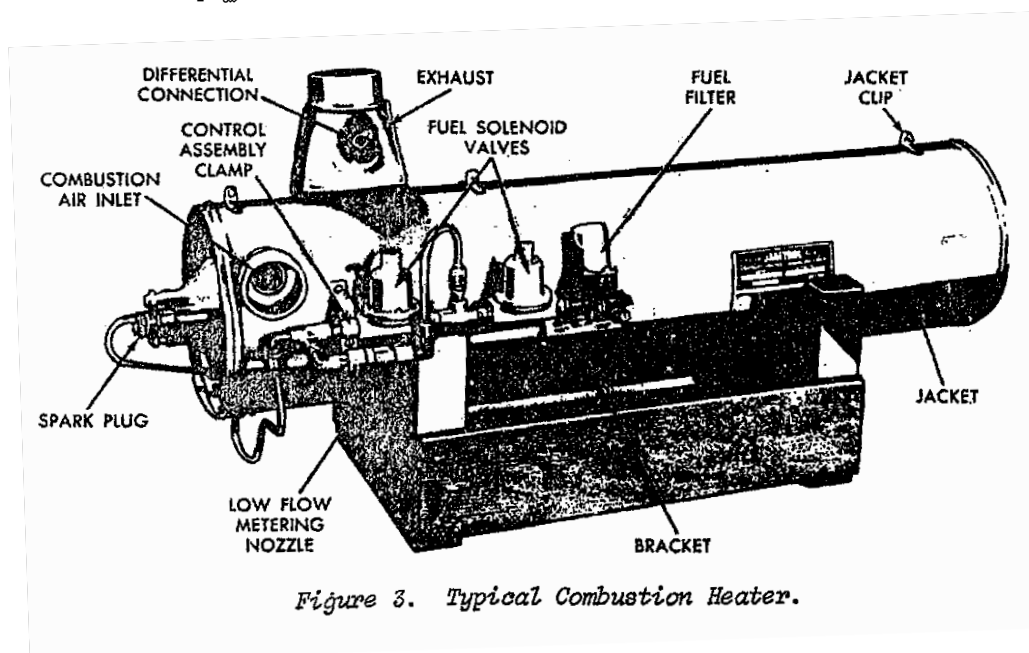
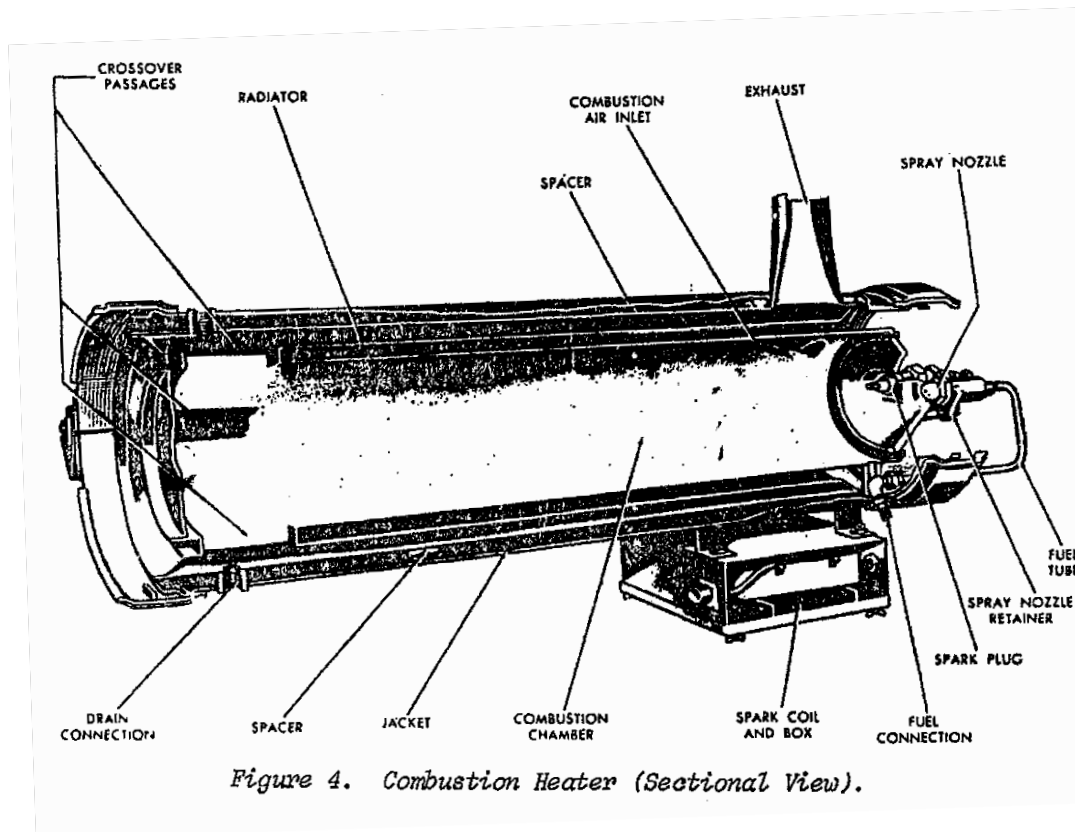


Figure 3. Typical Combustion Heater.



แบบของเครื่องทำความร้อนที่นิยมใช้กันในปัจจุบันคือ แบบชนิด (SPRAY TYPE) แบบนี้จะมีหัวฉีดเชื้อเพลิงฉีดเชื้อเพลิงเข้าไปในห้องสันดาป และมีหัวเทียนจุดระเบิดขึ้น ทำให้เกิดรูปทรงของเปลวเพลิงเหมาะสม มีประสิทธิภาพและประหยัด ขนาดของเครื่องจะขึ้นอยู่กับจำนวน BTU ที่ให้ เครื่องทำความร้อนขนาด 100,000 BTU จะมีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางเพียง 7 นิ้ว ยาว 30 นิ้ว และน้ำหนักประมาณ 28 ปอนด์เท่านั้น รูปที่ 3 แสดงให้เห็นส่วนประกอบควบคุมเชื้อเพลิงตามเครื่องหมายที่แสดงไว้ เครื่องนี้จะใช้เชื้อเพลิงประมาณ 7 ปอนด์ต่อชั่วโมง การสันดาปจะเกิดขึ้นภายในห้องเผาไหม้ รูปทรงกระบอกซึ่งหุ้มด้วยปลอก แผ่ความร้อน 2 ชั้น ดังแสดงในรูปที่ 4 ปลายข้างหนึ่งจะเป็นทางเข้าของเชื้อเพลิงอากาศที่เข้ามาเผาไหม้ และทางออกของไอเสีย ปลายอีกข้างหนึ่งมีทางผ่านเข้า 4 ช่อง จากห้องเผาไหม้ไปยังส่วนแผ่ความร้อน (RADIATOR) จะมีท่อระบายทิ้ง 2 ท่อต่ออยู่, ท่อหนึ่งจะต่ออยู่กับส่วนท้ายของห้องแต่ละห้อง ท่อนี้จะต่อเพื่อระบายเชื้อเพลิงทิ้ง เพื่อป้องกันอันตรายที่จะเกิดขึ้นเพราะไฟไหม้ เมื่อการทำงานผิดปกติรอบนอกจะหุ้มด้วยเหล็ก STAINLESS กล่องขดลวดจุดระเบิดจะติดตั้งอยู่ภายนอกบนปลอกนอกในบริเวณของเครื่อง, ชุดกะโหลกถอดได้ ซึ่งบรรจุหัวฉีดและหัวเทียนจะประกอบแน่นอยู่บนปลายทางเข้าของห้องเผาไหม้ เครื่องนี้จะมีระบบย่อยที่จำเป็นเพื่อการทำงานที่ถูกต้องอยู่ 5 ระบบคือ เชื้อเพลิง, การจุด, อากาศที่ใช้เผาไหม้, การระบายอากาศ และการควบคุม

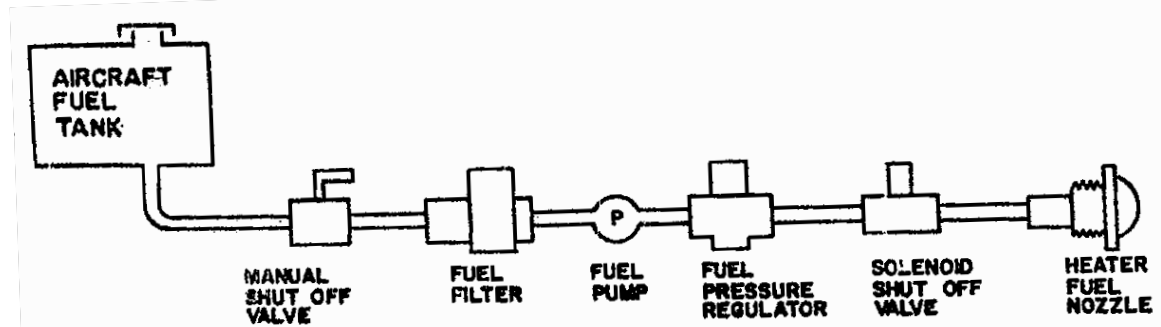


FIGURE 5 FUEL SUPPLY LINE UNITS

ระบบเชื้อเพลิง

การทำงานของเครื่องทำความร้อนแบบนี้ ไม่มีความจำเป็นต้องมีถังบรรจุเชื้อเพลิงจำเพาะ เพราะมันถูกออกแบบมาเพื่อใช้เชื้อเพลิงของอากาศยานอยู่แล้ว เพื่อเป็นการลดน้ำหนัก เชื้อเพลิงอากาศยาน 1 ปอนด์ เมื่อมีการเผาไหม้โดยถูกต้อง (15 ส่วนของอากาศ 1 ส่วนของเชื้อเพลิง) จะทำให้เกิดความร้อนประมาณ 20,000 BTU อาจพูดได้ว่าเครื่องทำความร้อนจะผลิตความร้อน 20,000 BTU ต่อเชื้อเพลิงทุก ๆ 1 ปอนด์ ความร้อนจำนวนนี้บางส่วนจะเสียไปกับการระบายทิ้งของไอเสีย ระบบให้ความอบอุ่นของบ้านเรือน โดยปกติจะให้อัตราความร้อนไว้บน DATA PLATE บางแบบจะบอก “ INPUT “ เป็น BTU และบางแบบบอก “ OUT PUT “ เป็น BTU เช่น ตัวอย่าง 100,000 BTU ต่อชั่วโมง “ INPUT “ 80,000 BTU ต่อชั่วโมง “ OUT PUT “ แสดงว่าเตาแบบนี้มีประสิทธิภาพ 80 เปอร์เซ็นต์ หรืออาจพูดได้ว่าเตานั้นให้ความร้อนได้ 80,000 BTU จากความร้อนที่มันทำได้ทั้งหมด (สูงสุดที่ทำได้) 100,000 BTU ซึ่งขณะนั้นความร้อนอีก 20,000 BTU จะเสียไปโดยออกทางปล่อง, เครื่องทำความร้อนชนิดสันดาป อาจพูดได้อีกอย่างก็คือ การแสดงขีดความสามารถบน DATA PLATE นั้น คือ อัตราผลิตความร้อนที่ออกมาเท่านั้น

ลิ้นเปิดปิดด้วยมือ เป็นอุปกรณ์แรกของระบบหลังจากถังเชื้อเพลิงของเครื่องบิน (ดูรูปที่ 5) ลิ้นนี้จะเพิ่มความปลอดภัยโดยเมื่อมีการขัดข้องแล้ว จะอยู่ในตำแหน่งเปิด เพื่อยอมให้เชื้อเพลิงเข้าระบบได้ตลอดเวลา ความมุ่งหมายของมันที่ติดตั้งไว้ก็เพื่อปิดเชื้อเพลิง เมื่อมีความต้องการถอดอุปกรณ์ในระบบของซ่อมหรือถอดเปลี่ยน

ในระบบความร้อนส่วนมากจะติดตั้งตะแกรงกรองเชื้อเพลิงแบบใดแบบหนึ่งเอาไว้ ตะแกรงกรองจะเป็นชนิดเดียวกับที่ใช้ในระบบเชื้อเพลิงทั่ว ๆ ไป คือ แบบหลอดสาน, แบบจาน (DISC) หรือไมโครนิก ในรูปที่ 6 และ 7 แสดงให้เห็นตะแกรงกรองบางแบบที่ใช้ในระบบนี้

มีหลักการในการนำเชื้อเพลิงเข้าเครื่องทำความร้อน 4 วิธีคือ

1. ใช้แรงถ่วงจำเพาะ ส่งเชื้อเพลิง โดยให้ถังเชื้อเพลิงอยู่สูงกว่าเครื่องทำความร้อน
2. ใช้สูบช่วยเพิ่มความดันที่ติดตั้งภายในถังเชื้อเพลิง
3. ต่อท่อแยกจาก (ท่อทางเชื้อเพลิง) ถังเชื้อเพลิงถึงเครื่องยนต์ คือ ส่วนที่ขับออกจากสูบเชื้อเพลิง คือใช้ความดันจากสูบขับของ ย.
4. วิธีที่ใช้กันมากคือติดตั้งสูบพิเศษ ใช้มอเตอร์ไฟฟ้าขับเป็นแบบ VANE เราจะใช้ก็ต่อเมื่อตัวเครื่องทำความร้อนติดตั้งอยู่ห่างจากถังเชื้อเพลิงพอสมควร หรือในเมื่อเครื่องทำความร้อนต้องการความดันเชื้อเพลิงมากกว่า ความดันจากสูบเชื้อเพลิงของ ย. หรือโดยการไหลจากความถ่วง สูบนี้จะสร้างขึ้นโดยมีการ BY PASS ข้างใน เพื่อที่จะได้ส่งเชื้อเพลิงให้มีจำนวนมากกว่าความต้องการ เพื่อป้องกันการขาดของเชื้อเพลิงเข้าเครื่องทำความร้อน

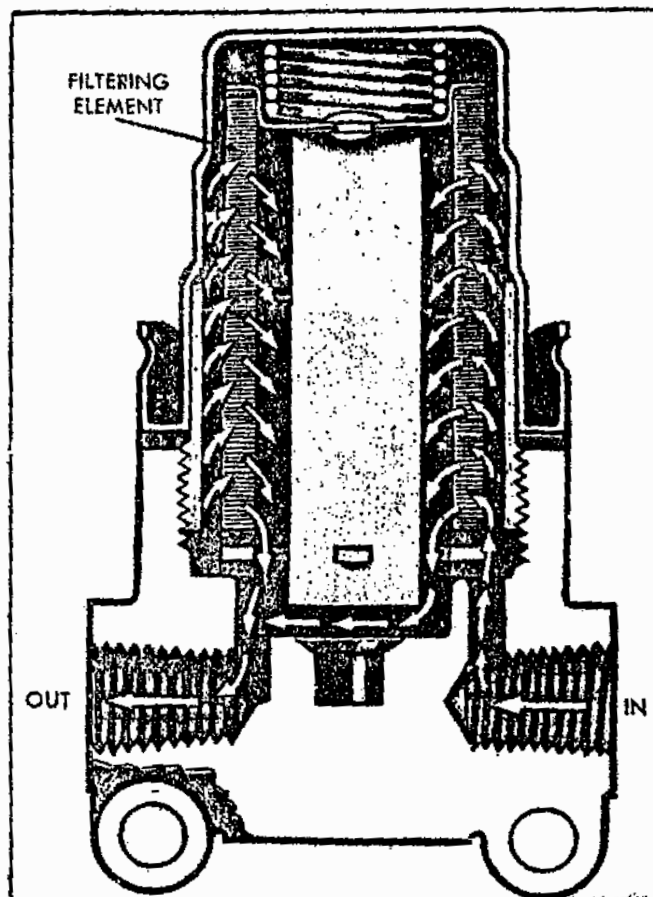
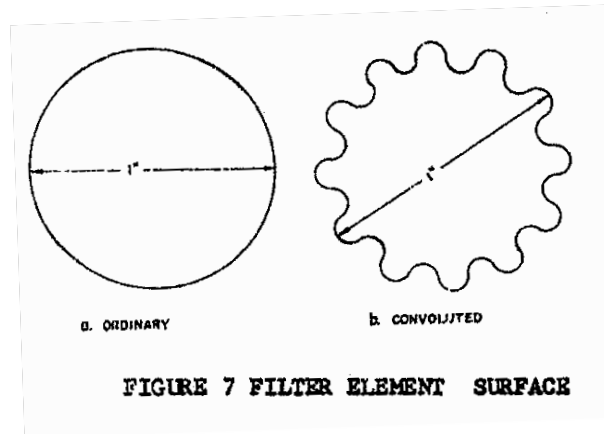


Figure 6. Cutaway View of Fuel Filter



ไม่ว่าแหล่งความดันของเชื้อเพลิงจะเป็นแบบใด (แรงถ่วง, จาก ย.หรือสูบช่วย หรือสูบพิเศษ) ความดันจะต้องมีการควบคุมที่แน่นอน เพื่อการทำงานที่ดีของเครื่องทำความร้อนในการนี้เราจะใช้ตัวควบคุมความดัน (PRESSURE REGULATOR) ความดันเชื้อเพลิงจากสูบลูก REGULATOR อาจจะถูกเปลี่ยนแปลงไปได้ถึง 5 ปดน. แต่ตัว REGULATOR จะแต่งให้การรกรรโชกนั้นหายไปเป็นความดันคงที่เข้าเครื่อง ในตอนนี้ถึงสังเกตตรงจุดนี้ให้ดีกว่า ตัว REGULATOR จะทำหน้าที่เพียงควบคุมความดันเท่านั้น แต่จะคุมปริมาณการไหลไม่ได้ ตัวควบคุมปริมาณ คือ ท่อปลายตีบ (ORIFICE) หรือ METERING JET ซึ่งจะได้กล่าวต่อไป สำหรับ REGULATOR ที่ใช้ในระบนี้มี 2 แบบ คือ แบบ SPRING - LOADED ซึ่งนับว่าเป็นแบบที่ง่ายและเหมาะที่นำมาใช้กับเครื่องทำความร้อนของเครื่องบินที่บินต่ำ ๆ

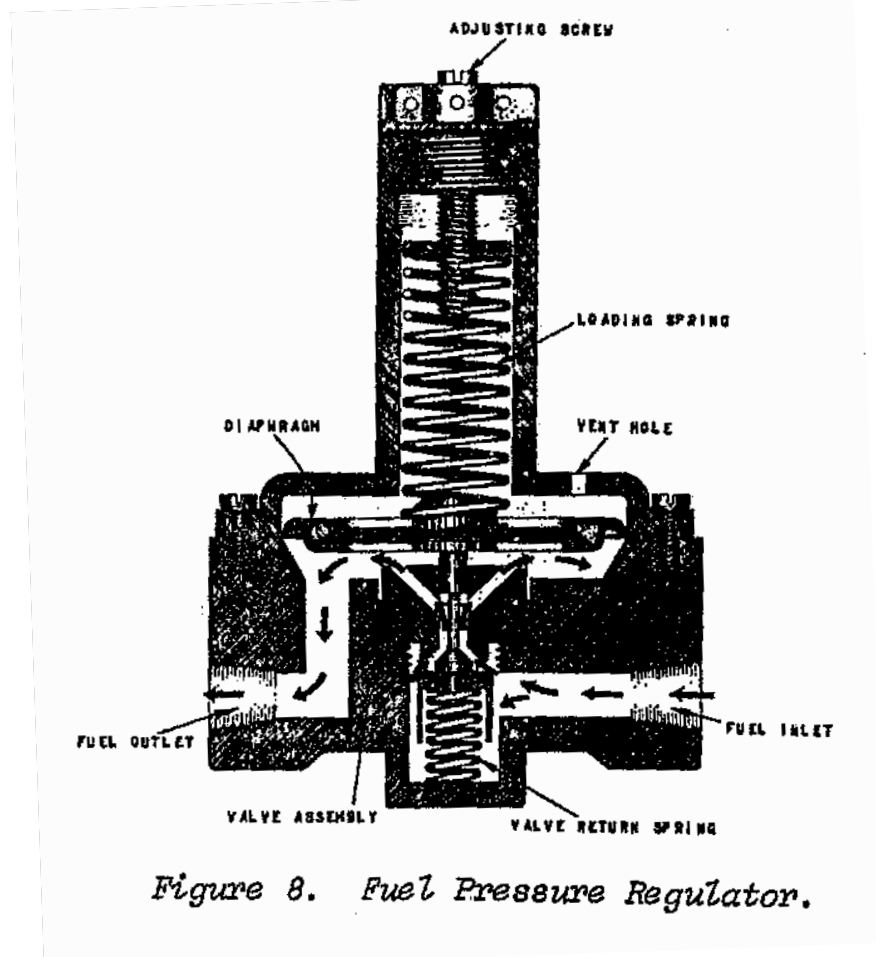
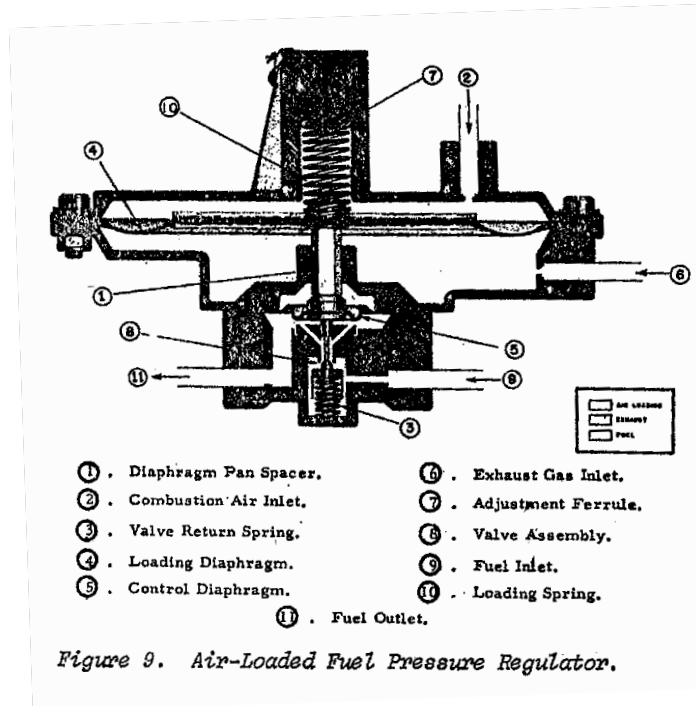
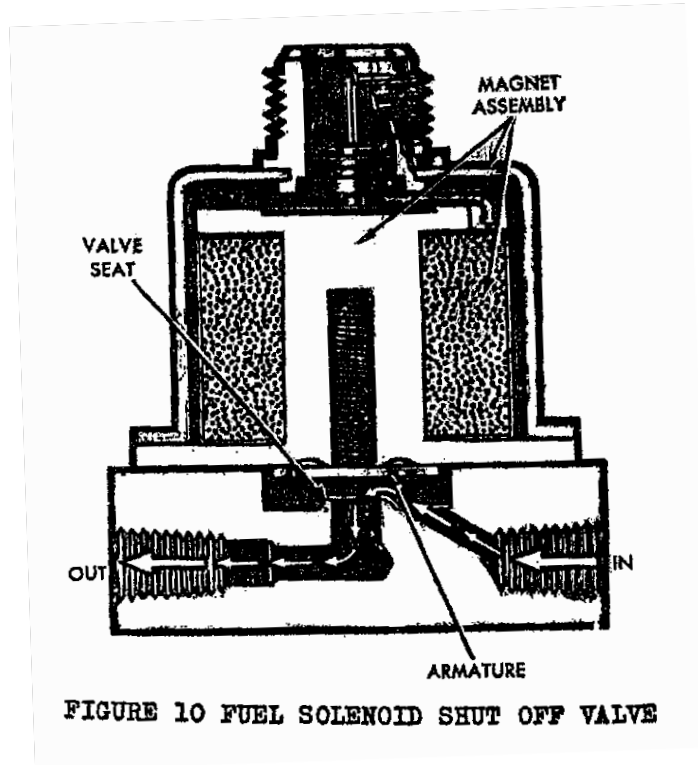


Figure 8. Fuel Pressure Regulator.

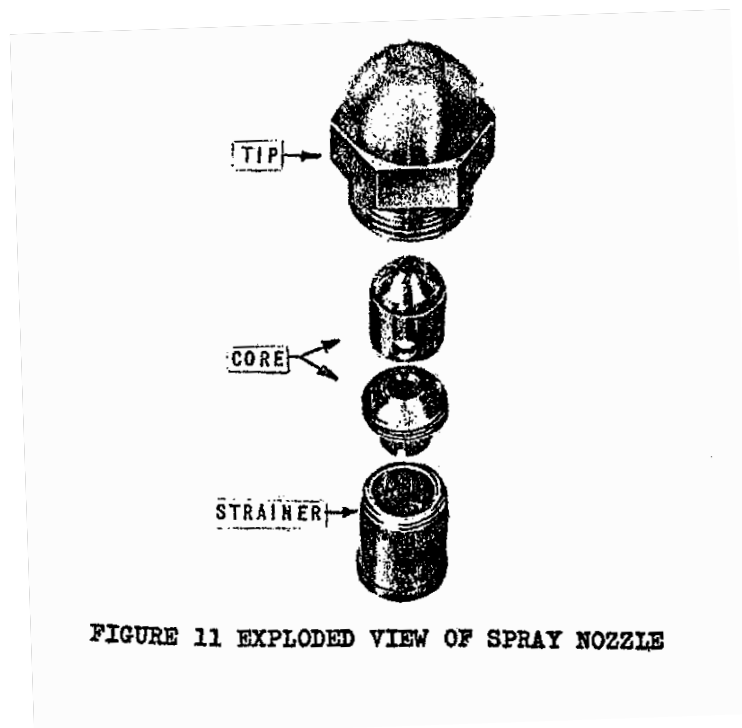


รูปที่ 8 แสดงส่วนประกอบของ REGULATOR แบบนี้ ประกอบด้วยตัวเรือนซึ่งบรรจุลิ้น ทำงานด้วยหลักการของสปริง และไดอะแฟรม เมื่อไม่มีความดันในท่อทางลิ้นจะเปิด และเชื้อเพลิงจะไหลได้โดยอิสระ เมื่อความดันในท่อเพิ่มขึ้นถึงค่าความดันที่ต้องการ, ไดอะแฟรม จะดันสูงขึ้นต้านกับแรงสปริง เพื่อควบคุมความดัน โดยชุดลิ้นทางส่วนล่างของมัน, ไดอะแฟรมสปริง สามารถปรับให้มันควบคุมการไหลของเชื้อเพลิงได้ตามต้องการ

สำหรับ REGULATOR แบบ AIR - LOADED นิยมใช้เมื่อต้องทำงานในระยสูง รูปที่ 9 แสดงให้เห็นส่วนประกอบของมัน หน่วยนี้จะมีส่วนประกอบมูลฐาน เช่น ที่กล่าวมาแล้ว ยกเว้นแต่ว่ามีไดอะแฟรมเพิ่มขึ้น ซึ่งเรียกว่า LOADED DIAPHRAGM ไดอะแฟรม จะยกขึ้นหรือกดลงขึ้นอยู่กับความต่างความดันอากาศเข้าห้องเผาไหม้ และความดันไอเสียที่ออก ความดันอากาศเข้ากดไดอะแฟรมลง เพื่อเปิดลิ้นเชื้อเพลิง เมื่อความดันของไอเสียเพิ่มขึ้นเพราะการเพิ่มการไหลของเชื้อเพลิง ก็ จะดันให้ไดอะแฟรมยกขึ้นไปทางตำแหน่งปิด ความดัน 2 อย่างนี้จะพยายามสมดุลกัน ทำให้เกิดความดันเชื้อเพลิงคงที่ ด้วยการใช้อุปกรณ์ควบคุมความดันแบบนี้ หากเครื่องทำความร้อนทำงานตามปกติ ความดันที่กระทำบนไดอะแฟรมจะคงที่ทุกระยะสูง แต่ในแบบใช้หลักการของสปริง สปริงที่กระทำบนไดอะแฟรมจะทำงานร่วมกับความดันของบรรยากาศ เมื่อ บ. ใช้เครื่องควบคุมความดัน SPRING - LOADED บินขึ้นสูง ความดันของบรรยากาศจะลดลง จะยอด้ให้ความดันของเชื้อเพลิงสูงขึ้น ทำให้ส่วนผสมของเชื้อเพลิงหนาเกินไป



ระบบเชื้อเพลิงของเครื่องทำความร้อนจะถูกควบคุมการทำงานร่วมกับลิ้นปิด เปิดไฟฟ้า ลิ้นเหล่านี้จะใช้การกรรมของสปริง ทำให้ “ปิด” และเปิดด้วย SOLENOID การจัดแบบนี้ก็เพื่อให้แน่ใจว่าเชื้อเพลิงจะต้องถูกปิดเด็ดขาด เมื่อไม่มีพลังงานไฟฟ้าในเครื่องบิน ลิ้นปิดเปิดนี้ป้องกันไม่ให้เชื้อเพลิงเข้าไปสะสมมากไปใน BURNER CAN ซึ่งอาจจะทำให้เกิดการระเบิด หรือมีความร้อนสูงไป ตอนติดเครื่อง, นอกจากนั้นยังจะเพิ่มความแน่ใจว่า ตัวเครื่องทำความร้อนจะไม่จุดเมื่อพลังงานไฟฟ้าใน บ. เสียไปขณะทำการบินด้วย รูปที่ 10 เป็นภาพแสดงให้เห็นส่วนประกอบของลิ้นแบบนี้



การไหลของเชื้อเพลิงจะต้องมีการควบคุมให้แน่นอน ส่วนที่ควบคุมความดันเชื้อเพลิงอย่างหนึ่งก็คือ การทำงานร่วมกันของสบูเชื้อเพลิงและ PRESSURE REGULATOR หัวฉีดซึ่งเจาะรูที่แน่นอนจะเป็นส่วนที่ทำให้รูตีบ (METERING ORIFICE) ทำหน้าที่ควบคุมการไหลดังกล่าว รูปที่ 11 แสดงให้เห็นส่วนประกอบของชุดหัวฉีด, อุปกรณ์ที่จะเป็นตัวกำหนด (จำกัด) จำนวนเชื้อเพลิงที่ฉีดเข้าไปในเครื่องทำความร้อนที่มีความดันคงที่และฉีดเป็นฝอยละเอียดมาก เชื้อเพลิงที่ฉีดออกจากหัวฉีดจะเป็นรูปกรวย หัวฉีดประกอบด้วยชิ้นส่วน 3 ชิ้น คือ ตะแกรงกรอง, CORE, และ TIP ตะแกรงกรองติดตั้งอยู่เป็นส่วนร่วมของหัวฉีด โดยกรองเชื้อเพลิงก่อนที่จะไหลเข้าสู่ CORE เพื่อป้องกันการอุดตัน เพราะที่หัวฉีดนั้นมีรูเล็กมาก, CORE สร้างขึ้นเป็น 2 ส่วน มีรูแบบขลุ่ย 4 รู ทางปลายของ CORE เพื่อทำให้เกิดรูปทรงในการฉีดออกและทำให้เป็นฝอยดี ส่วนปลายสุดนมนหนู มีรูเจาะที่ปรับแล้วอยู่ เมื่อเชื้อเพลิงผ่านออกทางรูภายใน CORE และพุ่งออกมาจะทำให้เกิดเป็นการฉีดที่เป็นฝอยมาก รูปกรวยซึ่งปกติจะมีมุมต่าง 80 องศา

ระบบจุด

ระบบจุดของเครื่องทำความร้อน มีส่วนละม้ายกับระบบจุดของรถยนต์หลายอย่าง ทั้งสองระบบมีหัวเทียน, CORE และใช้กระแสไฟตรงเข้าวงจร, มีส่วนที่แตกต่าง พึงสังเกตระหว่างระบบทั้งสองคือ วิธีการควบคุมการไหลของกระแสไฟตรงรถยนต์ใช้ CAM และ BREAKER POINT ทำให้เกิดการกระตุ้นกระแสไฟตรงเข้า COIL แต่ระบบจุดของเครื่องทำความร้อนเครื่องบินใช้ VIBRATOR (ท่านอาจพอจำได้ว่าเมื่อก่อนรถยนต์บางแบบก็ใช้) จะโดยวิธีใดก็ตาม การส่งกระแสไฟตรงกระตุ้นเข้าขดลวด PRIMARY ของ COIL ทำให้เกิดกระแสไฟสลับที่มีแรงเคลื่อนสูงออกมาจากขดลวด SECONDARY ของ COIL ไฟฟ้า 28 โวลท์ กระแสตรงที่ป้อนเข้าไปใน COIL จะผลิตกระแสไฟสลับออกมาได้ถึง 22,000 โวลท์

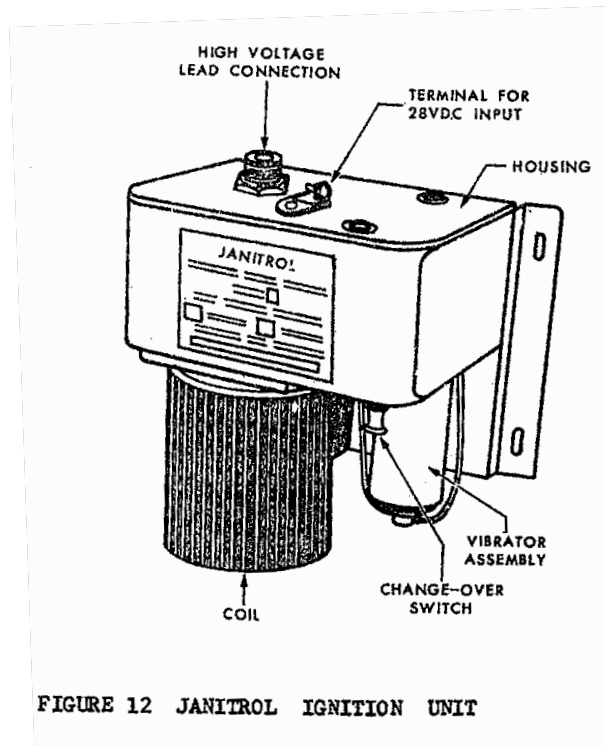
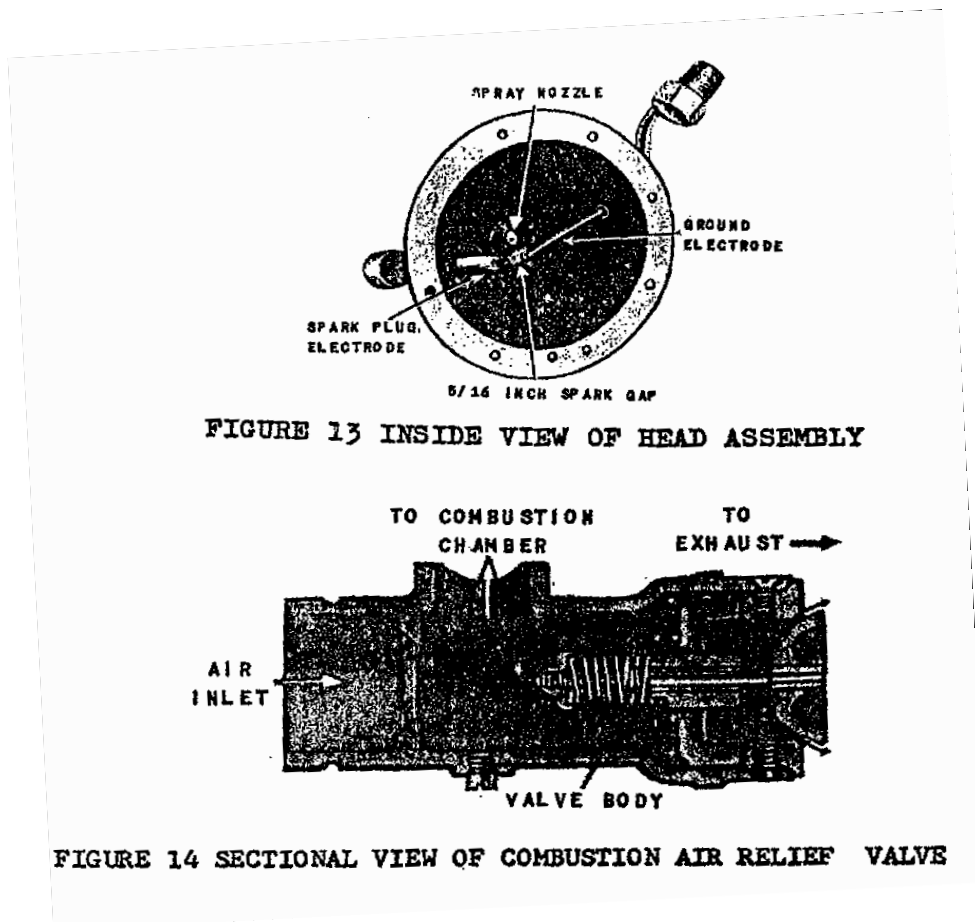


FIGURE 12 JANITROL IGNITION UNIT

รูปที่ 12 แสดงให้เห็นเครื่องอำนวยความสะดวกแบบ JANITROL สำหรับแบบอื่นที่สร้างจากโรงงานอื่นจะมีรูปร่างแตกต่างออกไป แต่จะมีอุปกรณ์ย่อยทำงานให้ความมุ่งหมายเดียวกัน สำหรับอุปกรณ์ย่อยประกอบดังในรูปที่ 12 นั้น จะยึดติดอยู่บนแท่นหรือในตัวเรือน ต้องการกระแสไฟฟ้าตรง 28 โวลท์ ป้อนต่อเข้าที่ TERMINAL บนส่วนบนของตัวเรือน สายไฟแรงสูงต่อจาก COIL ไปยังหัวเทียนก็อยู่บนส่วนบนของตัวเรือนเช่นกัน COIL ทำหน้าที่เป็นหม้อแปลงเพิ่มแรงเคลื่อนไฟฟ้าสอดคล้องจากส่วนล่างของเรือนล้อมรอบด้วยชุดกลีบระบายความร้อนในแนวตั้ง ทำหน้าที่พาเอาความร้อนออกจาก COIL ชุด VIBRATOR สวมเข้ากับ SOCKET ที่ส่วนใต้ของตัวเรือน ประกอบแบบเดียวกับการประกอบหลอดวิทยุ VIBRATOR ยึดเข้าที่ด้วยลวดห้าม ทำให้การถอดออกกระทำได้ง่าย, ในชุด VIBRATOR มีชุด CONTACT อยู่ 2 ชุด ติดอยู่บน VIBRATOR REEDS แต่ขณะใช้งานจะทำงานเพียงชุดเดียวตามเวลาที่กำหนด ถ้าหากเกิดข้อขัดข้องขึ้นกับชุด CONTACT ชุดที่ทำงาน สวิตช์ CHANGEOVER จะดึงและเปลี่ยนวงจรใหม่ โดยใช้ CONTACT อีกชุดแทนชุด IGNITION นี้ โดยปกติจะติดตั้งอยู่ในตำแหน่งที่เจ้าหน้าที่จะเข้าถึงได้ง่าย เพื่อช่วยในการแก้ไขขณะทำการบินด้วยสวิตช์ CHANGEOVER สามารถดึงลงเพื่อให้เครื่องทำความร้อนทำงานได้ต่อไป สวิตช์นี้บางครั้งจะเรียกว่า "GET-HOME-SWITCH"



หัวเทียนที่ใช้ระบบจุดของเครื่องทำความร้อนจะไม่มี GROUND ELECTRODE สร้างอยู่ในตัว ในรูปที่ 13 แสดงส่วนประกอบของมัน การติดตั้งอยู่ภายในชุดหัวกะโหลกของห้องเผาไหม้นั้นสัมพันธ์กับการติดตั้งหัวฉีดเชื้อเพลิง, GROUND ELECTRODE เป็นชิ้นที่แยกออกต่างหาก ยึดด้วยเกลียวอยู่บนส่วนชุดหัวห้องเผาไหม้ ออกแบบเพื่อให้เกิดระยะเว้นพอเหมาะ เพื่อให้เกิดการจุดส่วนผสมของเชื้อเพลิงที่ฉีดออกจากหัวฉีดได้ดี

เครื่องทำความร้อนใช้ระบบควบคุมอากาศในการสันดาป ในการสร้างได้เกิดมีแนวความคิดที่จะให้มีการควบคุมจำนวนอากาศที่จะส่งเข้ามาอำนวยความสะดวกการทำงานเผาไหม้, โดยธรรมชาติแล้วอากาศที่เข้าไปในนั้น จะต้องมีการควบคุม เพราะว่ามีปริมาณของเชื้อเพลิงสำหรับส่วนผสมที่สมบูรณ์นั้น จะต้องใช้อัตราส่วน 15 ส่วนของอากาศต่อ 1 ส่วนของเชื้อเพลิงโดยน้ำหนัก อุปกรณ์ที่ใช้ควบคุมอากาศนี้ก็คือ RELIEF VALVE

RELIEF VALVE ควบคุมอากาศใช้ในการเผาไหม้ แสดงในรูปที่ 14 มีลักษณะเป็นรูปตัว “T” และตามปกติอากาศ RAM จะผ่านเข้าเครื่องไปทาง “ STEM “ อีกข้างหนึ่งของรูป “T” ลิ้นรูปทิวลิปใช้การกรรมของสปริงประกอบแน่นอุดอยู่, ปกติลิ้นนี้จะปิด, แต่จะเปิดต้านแรงสปริงก็เมื่ออากาศภายนอกมีความดันเข้ารูป “T” สูงเกินเกณฑ์ อากาศส่วนเกินจะ BY PASSED ออกไปทางท่อไอเสียของเครื่องทำความร้อน เช่น แสดงในรูปที่ 15

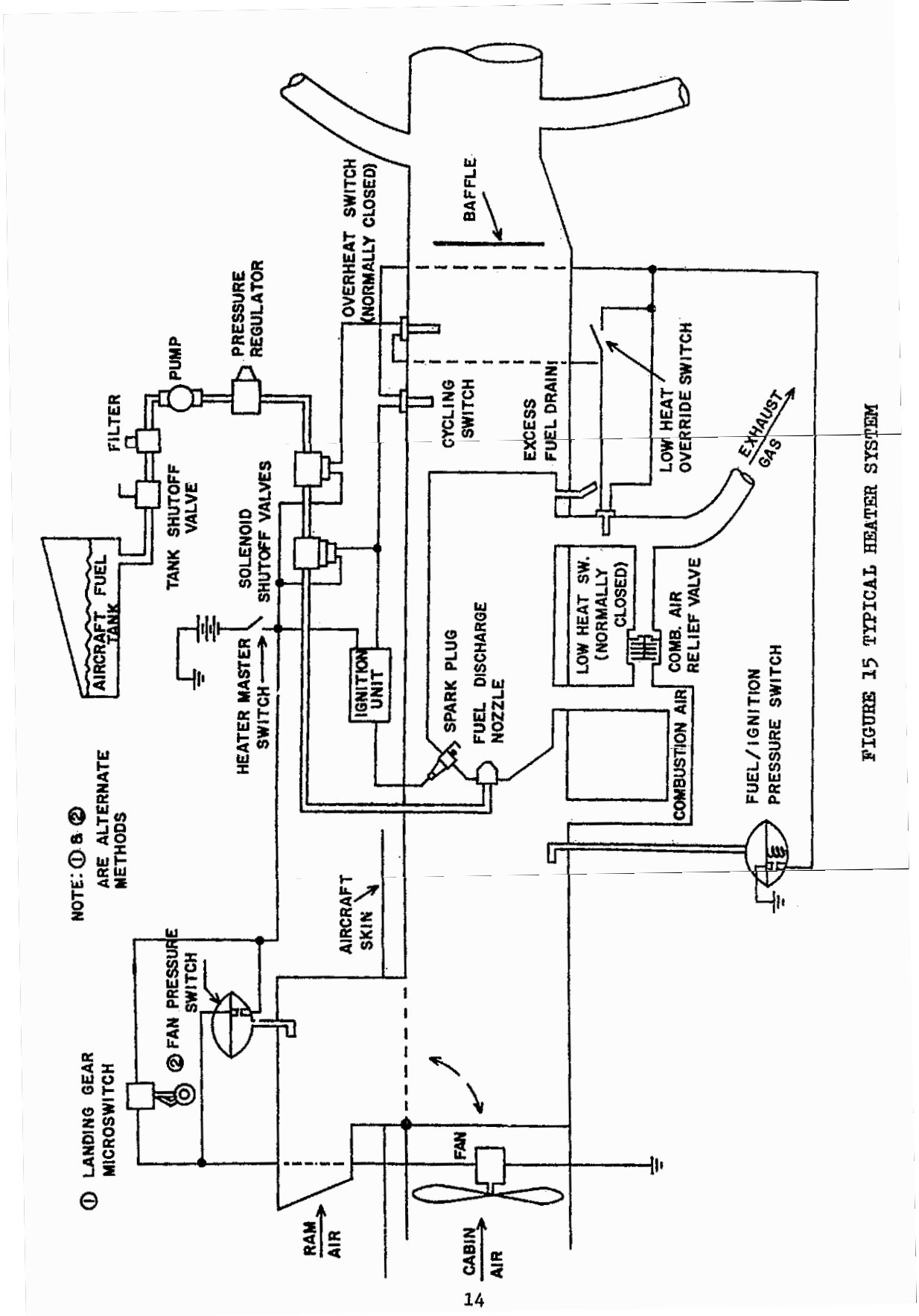


FIGURE 15 TYPICAL HEATER SYSTEM

อากาศที่ใช้ในการสันดาปถูกดูดเข้าไปในห้องเผาไหม้ของเครื่องเป็นมูมฉากกับความยาวของตัวเครื่อง และจะได้ไปตามผิวใน จึงทำให้เกิดกระแสลวนเป็นวงตลอด (SWHIRLING-SPIRAL ACTION) ดังเช่นที่แสดงในรูปที่ 16 ไอลของเชื้อเพลิงจะเข้าผสมกับอากาศที่หมุนนี้เกิดผลเป็นเปลวเพลิงอลวน จึงทำให้เกิดความร้อนไปตลอดความยาวของห้องเผาไหม้ เปลวเพลิงที่ติดแล้วนี้จะมีเสถียรภาพแน่นอนและจุดติดในทุก ๆ สภาพ ขณะเดียวกันด้วยเปลวไฟที่หมุนและมีความเร็วสูงจะเป็นตัวดูดผิวด้านในของห้องเผาไหม้ด้วย ผลที่ได้รับก็คือ ทำให้ลดจำนวนการสะสมของถ่าน, กากตะกั่ว (LEAD SALTS) หรือสิ่งอื่นที่เกิดจากการเผาไหม้ได้ดี อีกด้านหนึ่งไอลเสียจะพุ่งออกทาง ๆ ท่อข้ามเข้าไปใน RADIATOR และกลับมาทาง ๆ เข้าผ่านช่องทางช่องรอบนอกและออกทางท่อไอลเสียสำหรับท่อข้างและ RADIATOR อาจมองเห็นได้ในรูปที่ 17 ด้วยผิวห้องเผาไหม้มีพื้นที่ ๆ อยู่ติดกับแก๊สที่เผาไหม้ จึงมีการถ่ายเทความร้อนอย่างมีประสิทธิภาพ และด้วยความร้อนที่เกิดอย่างมากมาย จึงกระจายให้กับอากาศที่ใช้ระบายและส่งเข้าห้อง CABIN ต่อไป

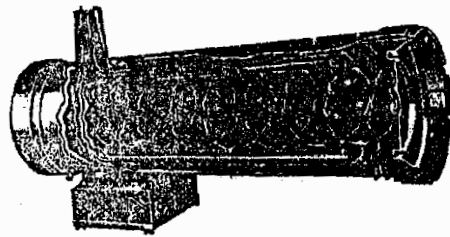


FIGURE 16 COMBUSTION WITHN A JANITROL HEATER

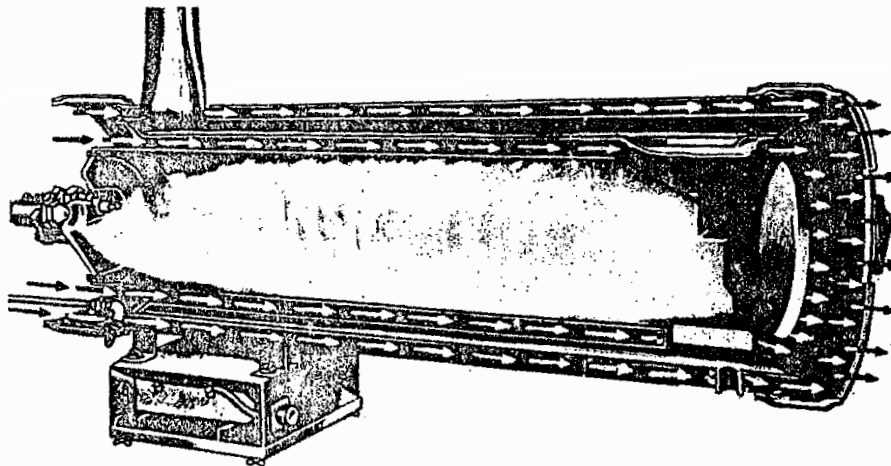


FIGURE 17 HEATING AND VENTILATING AIR FLOW

เครื่องทำความร้อนชนิดสันดาปใช้ระบบระบายอากาศ

(COMBUSTION HEATER VENTILATING AIR SYSTEM)

อากาศที่ระบายออกเป็นอากาศบริสุทธิ์ ซึ่งไหลผ่านความร้อนที่ผิวด้านนอกของห้องเผาไหม้ และ RADIATOR ซึ่งมีความร้อนของไอเสียอยู่ จึงทำให้มันร้อน

ในรูปที่ 17 ลูกศรแสดงถึงทิศทางของอากาศระบายไหลผ่านเครื่องทำความร้อน อากาศร้อนนี้จะถูกส่งไปตามท่อทางของเครื่องบินถึงห้องนักบิน ระบบทำละลายน้ำแข็งและป้องกันน้ำแข็งต่อไป ความบริสุทธิ์ของอากาศระบายนี้มาจากช่องรับอากาศบริสุทธิ์ RAM AIR ในปีกหรือ SCOOPS พิเศษเมื่อเครื่องบินทำการปรับความดันอากาศที่ใช้ในการปรับความดันก็ผ่านทางเครื่องทำความร้อนเช่นกัน การใช้อากาศระบายความร้อนในเครื่องทำความร้อนนี้ ยังได้ผลดีอีกอย่างคือ ป้องกันการมีอุณหภูมิสูงเกินเกณฑ์ด้วย

การจำกัดพื้นที่ทางออกของอากาศระบายหลังจากที่ผ่านเครื่องทำความร้อนแล้ว ก็เพื่อให้แน่ใจว่าความดันของอากาศระบาย มีค่าสูงกว่าความดันของอากาศที่ใช้ในการเผาไหม้ ภายในเครื่องทำความร้อนเอง การต่างความดันเช่นนี้จะมีผลในทางป้องกันแก๊สไอเสียรั่วออกไปปะปนกับอากาศระบายผ่านทาง “ BURN THROUGH “ หรือรูที่เกิดบนผนังของห้องเผาไหม้ ถ้าหากเกิดมีรูขึ้น อากาศที่ใช้ระบายนี้จะรั่วเข้าไปในห้องเผาไหม้แทน ทำให้เป็นการลดอันตราย อันจะเกิดจากแก๊สคาร์บอนมอนนอกไซด์ เข้าไปในห้องนักบิน หรือห้องผู้โดยสาร

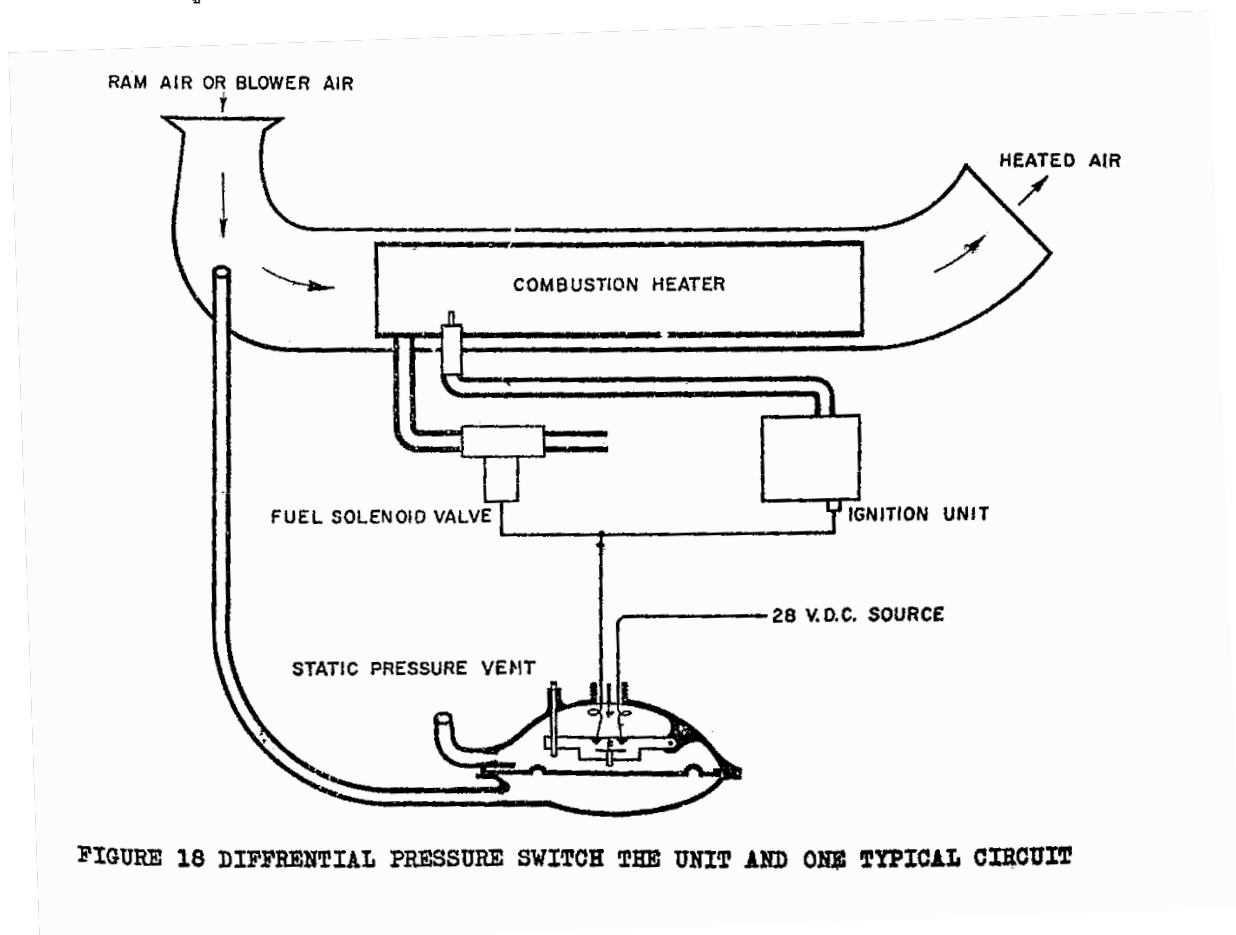


FIGURE 18 DIFFERENTIAL PRESSURE SWITCH THE UNIT AND ONE TYPICAL CIRCUIT

เครื่องทำความร้อนชนิดสันดาป แบบใช้พัดลมไฟฟ้าหรือเครื่องเป่าผลัดอากาศระบายเข้าระบบ และยังให้เป็นตัวส่งอากาศเข้าในห้องเผาไหม้ เมื่อเครื่องบินอยู่กับพื้น วงจรไฟฟ้าออกแบบให้เมื่อสวิตช์อยู่ตำแหน่ง “ON” กระแสไฟฟ้าจะส่งให้กับ GROUND BLOWER ผ่านทางไมโครสวิตช์บนชุดฐานหรือไมก์ทาง AIR PRESSURE SWITCH ที่อยู่บนช่องรับอากาศ RAM ดูในรูปที่ 15 เมื่อเครื่องบินอยู่บนพื้น ความดันของ RAM AIR การไหลจะมีไม่เพียงพอ วงจรในไมโครสวิตช์ หรือ AIR PRESSURE SWITCH ถูกปิด จะทำให้ GROUND BLOWER ทำงาน แต่เมื่อเครื่องบินอยู่ในอากาศจะไม่มี ความจำเป็นต้องใช้ GROUND BLOWER อีก เพราะความดันของ RAM AIR มีพอจะทำให้เครื่องทำความร้อนทำงาน ดังนั้นในเครื่องบิน จึงใช้ไมโครสวิตช์ที่ฐานเป็นตัวเปิดวงจร เมื่อฐานยกจากพื้นและพับเก็บ, สำหรับเครื่องบินที่ใช้ PRESSURE SWITCH เมื่อความดันของ RAM AIR มีสูงพอ ตอนวิ่งขึ้นวงจรของ GROUND BLOWER ก็ จะเปิดเช่นเดียวกับการทำงานของไมโครสวิตช์ แต่เมื่อเครื่องบินกลับลงมาลงสนามอีก มันก็จะทำงานตรงกันข้าม กล่าวคือ GROUND BLOWER จะทำงานอีกเพื่อไม่ให้ลูกเรือต้องถูกรบกวน เพราะขาดความร้อน ตั้งแต่เริ่มตรวจก่อนบินจนถึงภารกิจสำเร็จลง PRESSURE SWITCH (ดูในรูปที่ 18) ปกติจะติดตั้งอยู่ในช่อง นำอากาศระบายเข้าใกล้ทางเข้าของเครื่องทำความร้อน เพื่อป้องกันจากเชื้อเพลิงหรือเกิดจุดระเบิด หรือ ทั้งสองอย่างในตอนเปิดใช้งานจนกว่าจะมีการไหลเข้าของอากาศระบายผ่าน HEATER แล้ว เป็นการ ป้องกันสภาพอุณหภูมิสูงเกินเกณฑ์ ในเครื่องทำความร้อนและโอกาสที่จะเกิดการชำรุด จากการเกิดไฟไหม้หรือระเบิดด้วย

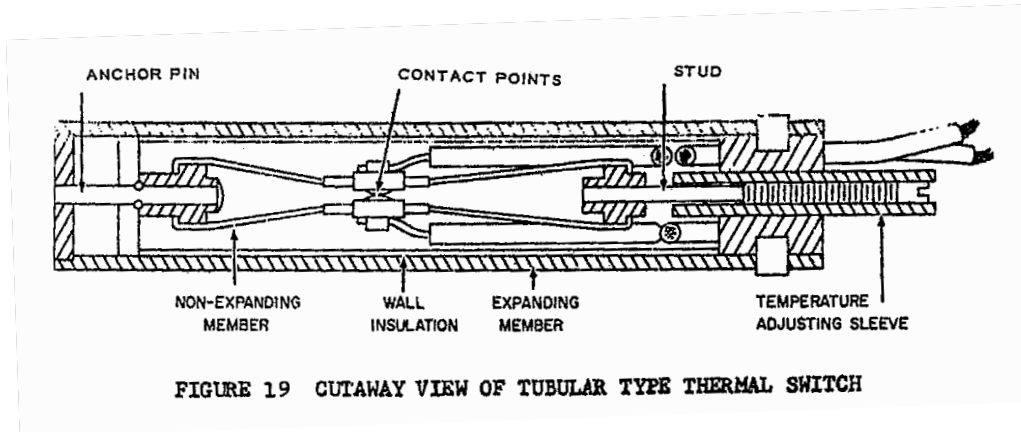
ระบบควบคุมในเครื่องทำความร้อน ความยุ่งยากของระบบควบคุมนี้ขึ้นอยู่กับ การติดตั้ง อย่างไรก็ตาม มีระบบควบคุมอุณหภูมิมาตรฐานอยู่ 2 ระบบที่นิยมใช้กันในปัจจุบัน

ระบบควบคุมแบบง่ายมีเพียงแต่สวิตช์ “ON-OFF” ซึ่งจะปล่อยกระแสไฟฟ้าไปให้ IGNITION UNIT ----- และทำให้ SOLENOID ลึ้นปิด-เปิดเชื้อเพลิงทำงานเปิดเชื้อเพลิงให้เข้าเครื่องทำความร้อน กระแสไฟฟ้าจะผ่านรีเลย์ทำให้ IGNITER ----- จุด ก่อนที่ลิ้นเชื้อเพลิงจะเปิดเป็นตัวเพิ่มความปลอดภัยป้องกันห้องเผาไหม้ ไม่ให้มีเชื้อเพลิงท่วม ก่อนที่จะจุดซึ่งหากเป็นเช่นนั้น อาจทำให้เกิดสภาพ อุณหภูมิสูงเกินไปได้ เครื่องทำความร้อนชนิดนี้เมื่อใช้งานแล้วไม่มีทางจะลดจำนวนความร้อนลงได้นอกจากจะปิดเครื่องจะมีสวิตช์นิรภัยความร้อนติดตั้งอยู่ในห้องเผาไหม้ของเครื่องทำความร้อนทั่ว ๆ ไป ซึ่ง จะเรียกว่า “ OVER HEAT SWITCH “ ซึ่งท่านจะเห็นจากรูปที่ 15 จะตั้งอุณหภูมิทำงานไว้ตามเกณฑ์ พิจารณาที่เห็นว่าความร้อนจะสูงมากไป โดยปกติที่อุณหภูมิ 45° ฟ. จะปิดลิ้นเชื้อเพลิงทันที เมื่ออุณหภูมิ ถึงจุดนี้ อุณหภูมิของห้อง CABIN ที่ใช้ระบบนี้ควบคุมโดยการ ใช้การทำงานของเครื่องทำความร้อนหลาย ๆ เครื่อง เพื่อรักษาอุณหภูมิที่ต้องการเอาไว้ในเครื่องบินบางเครื่อง อาจจะมีการติดตั้งเครื่องทำความร้อนถึง 8 เครื่องก็มี

ระบบใช้ลิ้นควบคุมวัฏจักรเป็นแบบที่นิยมใช้ในปัจจุบัน CYCLING VALVE ทำงานคล้ายกับลิ้นเปิดเปิด แต่ควบคุมการทำงานโดย THERMOSTAT ที่ติดตั้งอยู่ในห้อง CABIN ตัว THERMOSTAT จะทำให้ลิ้นตัดเชื้อเพลิงเข้าเครื่องทำความร้อน เมื่อเกิดสภาพอุณหภูมิสูงเกินเกณฑ์ ตัว THERMOSTAT ทำหน้าที่ของมันโดยควบคุมและจัดลำดับเหตุการณ์ต่าง ๆ ผ่านทางรีเลย์ เพื่อความปลอดภัยในการทำงาน เมื่อห้อง CABIN เย็นลง ตัว THERMOSTAT ก็จะกระตุ้นการทำงานผ่านทางรีเลย์ทำให้ระบบจุดทำงานลิ้นวัฏจักรเปิดให้เชื้อเพลิงเข้าในห้องเผาไหม้ อาจกล่าวได้ว่า การควบคุมความร้อนในห้อง CABIN แบบนี้ก็โดยการปิดเปิดเครื่องทำความร้อนนั่นเอง ระบบนี้ใช้งานได้เป็นที่น่าพอใจ มีปัญหาน้อยและมักนิยมใช้กันมากใน บ. สมัยนี้ อีกหน่วยหนึ่งที่เคยกล่าวแต่เราไม่ได้นำมาอธิบายก็คือ THERMAL

SWITCH หน้าทีของมันก็คือ เป็นตัวปิด - เปิดวงจรไฟฟ้า ขึ้นอยู่กับการติดตั้งของมัน ทั้งนี้เพราะสวิตช์แบบนี้ออกแบบเป็น 2 วิธี คือ ตามปกติ เปิด (NORMAL = OPEN) และตามปกติปิด (NORMALLY CLOSED) จะเป็นแบบใดก็ตาม การทำงานของมันก็ขึ้นอยู่กับการสูงขึ้นหรือลดลงของอุณหภูมิในรูปที่ 15 แสดงการติดตั้งสวิตช์ทั้งสองแบบนี้ว่าติดตั้งอย่างไรในวงจร รูป 19 แสดงส่วนประกอบภายในของ THERMO SW.

แบบ TUBULAR TYPE ในภาพแสดงแบบ NORMALLY CLOSED ซึ่งเป็นแบบที่ CONTACT จะเปิดเมื่ออุณหภูมิสูงขึ้น เมื่อสวิตช์ถูกความร้อน ส่วนขยายตัว (TUBULAR SHELL) จะขยายตัวออกทำให้ความยาวทั้งหมดเพิ่มขึ้น แต่ CONTACTS ภายในยึดติดอยู่กับ STRIP ที่ขยายตัวไม่ได้ และ STRIP เหล่านี้ยังยึดแน่นอยู่กับปลอก TUBULAR ดังนั้นเมื่อ TUBULAR SHELL ยาวขึ้น เพราะความร้อนแต่ STRIP ไม่ได้ขยายตัวตามไปด้วย ชุด CONTACT จึงถูกดึงให้ออกห่างกัน เปิดวงจรไฟฟ้า



สำหรับแบบ NORMALLY OPEN ชุด CONTACTS จะถูกดึงเข้าหากัน เมื่อปลอก TUBULAR ยาวออกเพราะการขยายตัว THERMAL SWITCHS ทำหน้าที่ 2 อย่าง ในระบบเครื่องทำความร้อนแบบสันดาปอย่างหนึ่งคือ แบบที่ติดตั้งอยู่ทาง ๆ ออกของอากาศจากเครื่องทำความร้อน เมื่อบอกสภาพอุณหภูมิสูงเกินเกณฑ์ เช่นในรูป 15 มันอาจใช้เป็นตัวจุดไฟเตือนบนแผง เครื่องวัดก็ได้ แต่โดยปกติแล้วจะ

ใช้อำนาจการทำงานให้กับลิ้นปิด-เปิดเชื้อเพลิง กรณีที่สองสวิทช์นี้อาจติดตั้งอยู่ในช่องทางออกของไอเสียเพื่อบอกสภาพความร้อนต่ำ เช่นในรูปที่ 15 เมื่ออุณหภูมิของไอเสียต่ำกว่า 250° ฟ. ปกติจะเป็นเพราะการทำงานไม่ถูกต้องของระบบเชื้อเพลิงหรือระบบจุด เมื่อสภาพนี้เกิดขึ้น THERMAL SWITCH จะกระตุ้นให้ลิ้นปิดเปิดเชื้อเพลิง THERMAL SWITCH เป็นอุปกรณ์ที่ต้องถอดเปลี่ยนตามระยะเวลาซึ่งจะต้องถอดออกเมื่อใช้งานแล้วถึงเวลาที่กำหนดให้ตรวจดูในแจ้งความเทคนิค -2 ของเครื่องบินแบบนั้น ๆ

เมื่ออุปกรณ์ในระบบทุกอย่างที่ได้อธิบายมาแล้ว ประกอบเข้าด้วยกัน มันจะทำหน้าที่อย่างมีประสิทธิภาพ ในระบบให้ความร้อนกับอากาศยาน สำหรับในรูปที่ 20 เป็นภาพแสดงการติดตั้งในตำแหน่งบนเครื่องบินของอุปกรณ์ในระบบทั้งหมด

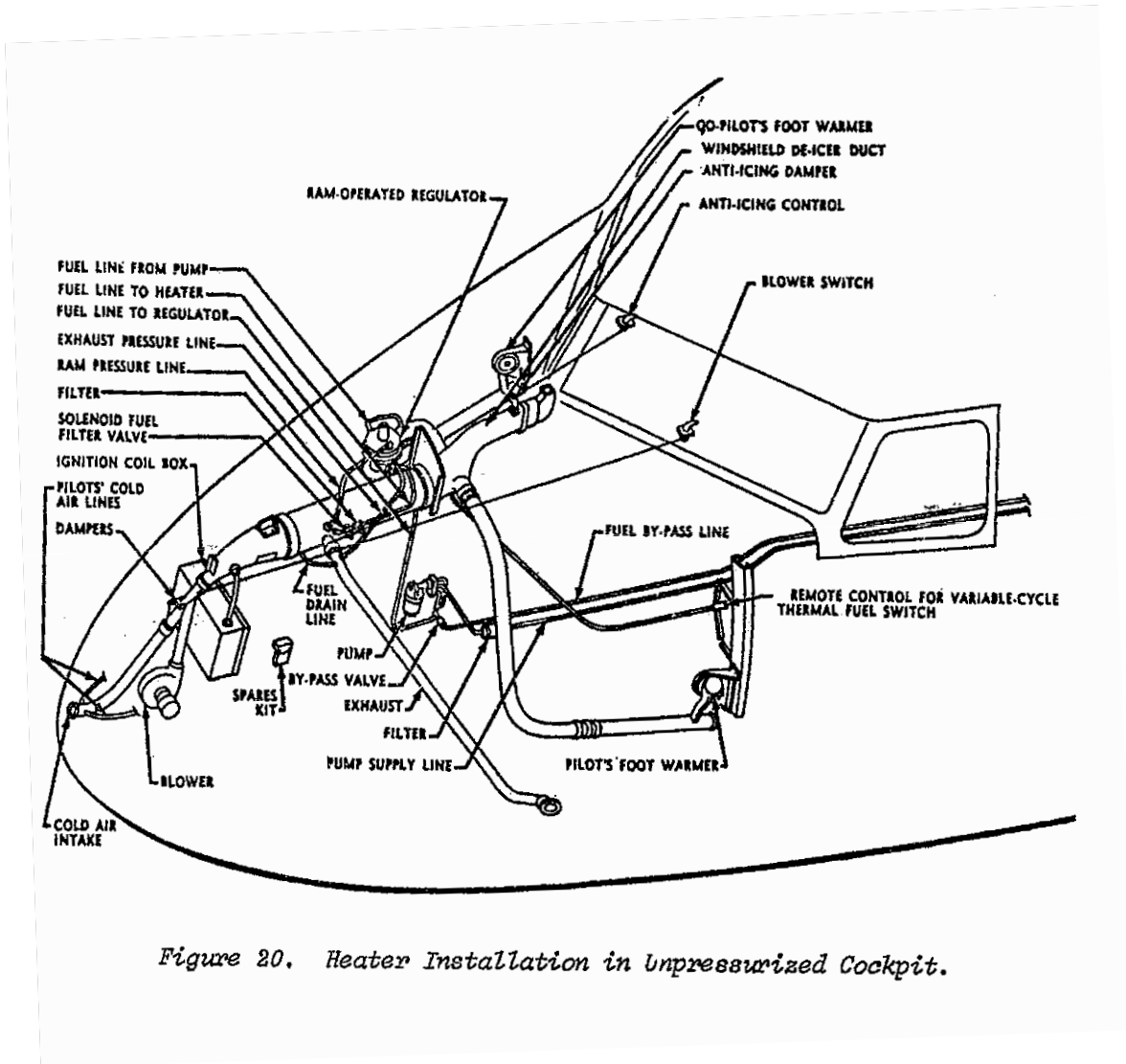


Figure 20. Heater Installation in Unpressurized Cockpit.

การตรวจและการซ่อมบำรุง

ระบบให้ความร้อนและการระบายอากาศต้องการการตรวจก่อนบินและหลังบินน้อยมาก ความจริงแล้วการตรวจส่วนมากจะกระทำในขณะที่ทำการตรวจ บ. ตามระยะเวลา ระบบนี้จะรับการตรวจสภาพการทำงานในระหว่างทำการตรวจตามระยะเวลา โดยการใช้อุปกรณ์ตรวจการทำงานแบบ POWER “ON” เพื่อดูการทำงานของอุปกรณ์ต่าง ๆ มีการตรวจดูท่อทางของระบบทั้งหมดดูการสึกหรอ, ฉีกขาด, บวม, การยึดแน่นของอุปกรณ์การคล้องตัวของคันทันต่าง ๆ ด้วย สำหรับเครื่องให้ความร้อนแบบสันดาป มีอุปกรณ์สองสามอย่างพิเศษที่จะต้องได้รับการรักษาเป็นพิเศษ ในสภาพการตรวจแบบ POWER “OFF” คือ ตะแกรงกรองเชื้อเพลิง, ท่อไอเสียและท่อทางตรวจดูรอยไหม้ การเปลี่ยนสีและการเกิดสนิม โดยเฉพาะในบริเวณที่ยึดของท่อ DRAIN และปลอกนอกของเครื่องการตรวจแบบ POWER “ON” ประกอบด้วยการตรวจจำนวนความร้อนที่ผลิตออกโดยการบันทึกการเปลี่ยนของความร้อน การทำงานของ MIXING VALVE ในตำแหน่งปิด - เปิด ต้องพอเหมาะ รวมถึงการทำงานของ HEAT VALVE ต้องทำงานโดยถูกต้อง

การตรวจพิเศษจะต้องกระทำก็แต่เครื่องทำความร้อนเฉพาะแบบและการถอดออกต้องกระทำอย่างน้อยปีละครั้ง ท่อไอเสียจะต้องตรวจดูการชำรุด จุดอุดต่าง ๆ จะต้องตรวจดูการห้ามลวดและการขันแน่น ท่อ DRAIN ต่าง ๆ ตรวจดูการอุดตันด้วยการใช้ลมเป่าแต่ละท่อ

การกำหนดการถอดเปลี่ยนจะแตกต่างกันไปตามแบบของเครื่องบินและแบบของเครื่องทำความร้อนนั้น ซึ่งจะขึ้นอยู่กับชั่วโมงการใช้งาน และส่วนประกอบของมัน กำหนดการถอดเปลี่ยนจะค้นพบในแจ้งความเทคนิค -6 ของ บ. แบบนั้น ๆ

สำหรับเครื่องทำความร้อนแบบสันดาป มีความต้องการที่เพิ่มความสนใจมากกว่าแบบใช้ไอเสีย เพราะท่อทางเชื้อเพลิงและข้อต่อระบบไฟฟ้า จะเป็นเหตุให้เกิดเพลิงไหม้ได้ และอีกประการหนึ่งที่อาจจะเป็นไปได้ก็คือการรั่วของไอเสียซึ่งเป็นพิษเข้าไปในเครื่องบิน

ระบบให้ความร้อนของเครื่องบิน การตรวจและซ่อมบำรุงจะใช้จำอากาศ ลขทอ. 422X1 ที่มีความชำนาญกระทำ ซึ่งต้องมีความชำนาญชั้น AIRCRAFT ENVIRONMENTAL SYSTEM REPAIRMAN

คำถาม

1. ความอบอุ่นภายในห้อง CABIN มีความสำคัญกับการนิรภัยการบินอย่างไร ?
2. ทำไมการให้ความอบอุ่นภายในเครื่องบินจึงยากและกระบวนการมักจะได้ไม่ประสิทธิภาพ?
3. การควบคุมอุณหภูมิในห้อง CABIN เมื่อใช้เครื่องทำความร้อนแบบสันดาปกระทำอย่างไร?
4. เมื่อใช้หัวเทียนเป็นตัวจุดระเบิดเชื้อเพลิงในเครื่องทำความร้อนแบบสันดาป จำเป็นจะต้องใช้อุปกรณ์ไฟฟ้าอย่างอื่นอีก มีอะไรบ้าง ?
5. เครื่องทำความร้อนชนิดสันดาปนั้น จะมีห้องผสมอากาศเพื่อผสมอากาศร้อนและเย็นด้วยหรือไม่ ?

6. ด้วยความมุ่งหมายอย่างไร ? ที่ต้องใช้ไมโครสวิตช์ที่ฐานหน้า หรือ PRESSURE SWITCH ใช้ในระบบของเครื่องทำความร้อนแบบสันดาปนี้
7. ให้ออกถึงวิธีการ 4 อย่างในการนำเชื้อเพลิงเข้าเครื่องทำความร้อนแบบสันดาป
8. ให้ออกความมุ่งหมายในการใช้ FUEL PRESSURE REGULATOR ในระบบเครื่องทำความร้อนแบบสันดาป
9. ทำไมการทำงานของ FUEL SOLENOID SHUTOFF VALVE จึงใช้การกรรมของสปริงทำให้ปิด ในระบบของเครื่องทำความร้อนแบบสันดาป
10. อะไรคือความมุ่งหมายของ THERMAL SWITCH แต่ละตัวในเครื่องทำความร้อนแบบสันดาปและด้วยอุณหภูมิประมาณเท่าใด ? ที่สวิตช์นี้ตั้งไว้ให้ทำงาน
11. การออกแบบให้เครื่องทำความร้อนแบบสันดาป นำเอาพลังความร้อนจำนวนมากที่สุดจากเชื้อเพลิงที่ป้อนเข้ามากระทำได้อย่างไร ?
12. เมื่อเครื่องทำความร้อนแบบสันดาปทำงานในครั้งแรก ระบบจุดหรือระบบเชื้อเพลิงทำงานก่อน

>>>>>>>>>><<<<<<<<<<<<

ระบบปรับสภาพอากาศและความดันในห้อง CABIN

ในการบินระยะสูง สิ่งที่ต้องการอย่างยิ่งขั้นแรกก็คือ การใช้ระบบปรับความดันเฉพาะห้องทำงานของเจ้าหน้าที่ เพื่อให้มีความสบายและยืดการทำงานออกไปได้นาน ๆ ผลดีอย่างแรกในการใช้ระบบปรับความดันในการบินนั้นทำให้ไม่ต้องใช้อุปกรณ์ของออกซิเจน ในเมื่อทำการบินไกล ๆ โดยไม่จำเป็นต้องเพิ่มความสบายให้กับผู้โดยสารและลูกเรือ และไม่จำกัดการเคลื่อนไหว

การปรับสภาพอากาศ

เราใช้ความดันอากาศสูงที่แบ่งออกมาจากชุดอัดอากาศของเครื่องยนต์เจ็ท จะได้ความดันมากพอที่จะให้พลังในการปรับความดันและปรับสภาพอากาศ สำหรับห้องทำงานของเจ้าหน้าที่ได้ ส่วนหนึ่งของอากาศร้อนที่จะส่งเข้าไปในระบบ จะทำให้เย็นลงด้วยเครื่องทำความเย็น (REFRIGERATION UNIT) ทำงานโดยใช้พลังที่เกิดขึ้นระหว่างวัฏจักรการเปลี่ยนแปลงของความร้อนอากาศร้อน ส่วนเหลือจะบังคับด้วยลิ้นให้ BYPASS ไปรอบ ๆ เครื่องทำความเย็น เพื่อเข้าผสมกับอากาศที่เย็นตามต้องการ ให้ผลิตอากาศอุ่น รักษาอุณหภูมิของอากาศภายในห้องทำงานตามที่เจ้าหน้าที่เลือกใช้อากาศที่ได้รับการปรับสภาพแล้วนี้จะถูกส่งไปยังทางออก ตามตำแหน่งที่อยู่ของเจ้าหน้าที่แต่ละคน

เพื่อให้มีการระบาย และมีการไหลของอากาศที่รับแล้วหมุนเวียนตลอดเวลา อากาศที่ใช้แล้วจะถูกปล่อยออกจากห้อง CABIN ด้วยการทำงานระบบอัตโนมัติจากการทำงานของ PRESSURE REGULATOR ----- ระหว่างที่ทำการบินด้วยการปรับความดันหรือด้วยการทำงานของ DUMP VALVE เมื่อบินโดยไม่ปรับความดัน เราอาจใช้อากาศจากภายนอกป้อนเข้าไปใน บ. เพื่อการระบายเมื่อทำการบินโดยไม่ปรับความดันและไม่มีการควบคุมอุณหภูมิ

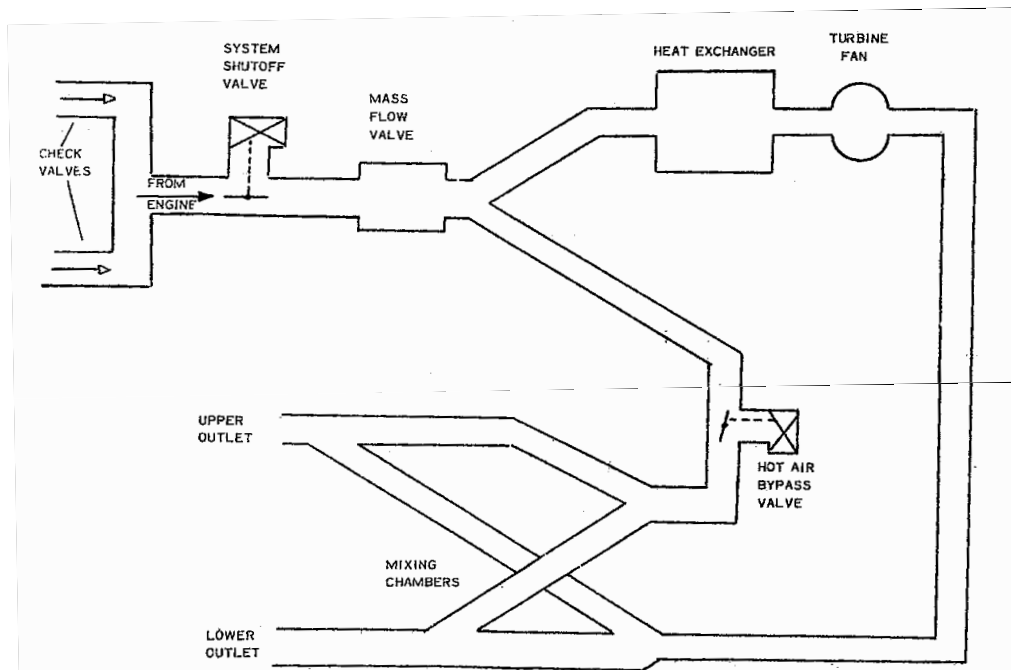


Figure 21. Typical Air Conditioning and Pressurization System.

แบบของระบบปรับสภาพอากาศและส่วนประกอบ

ท่อรวมจะรวบรวมลมร้อนความดันสูงส่งมาตามท่อส่งผ่านลิ้นทางเดียว ลมร้อนนี้ได้มาจากชุดอัดอากาศของเครื่องยนต์แต่ละเครื่องยนต์ที่เดินอยู่ เพื่อส่งให้กับระบบ ซึ่งต้องการความร้อนหรือความดันของลมรูปที่ 21 เป็นภาพคร่าว ๆ ของระบบทั้งหมดที่เราจะศึกษากัน ระบบปรับสภาพอากาศของห้อง CABIN อาจจะได้รับลมร้อนที่มีความดันจากเครื่องยนต์เพียงเครื่องเดียวหรือทุก ๆ เครื่อง ในเครื่องบินที่มีหลายเครื่องยนต์ได้ ลิ้นทางเดียวปกติแล้วจะเป็นแบบแผ่นลิ้น (FLAPPER) จะยอมให้อากาศไหลผ่านเพียงทางเดียว เพื่อเป็นการป้องกันความดันของลมหนีออกไปทางด้านเครื่องยนต์ที่ดับ ในกรณีที่เครื่องยนต์ขัดข้องขณะทำการบิน ลิ้นทางเดียวนี้จะไม่ใช้ระบบของเครื่องบินเครื่องยนต์เดียว ลิ้นปิด-เปิดระบบ (SYSTEM SHUTOFF VALVE)

ลิ้นนี้มักเรียกกันว่า “ HOT AIR SHUT OFF VALVE “ เป็นลิ้นใช้ปิดลมไม่ให้ส่งไปในห้อง CABIN ตัวลิ้นประกอบด้วยเครื่องกรองเสียงวิทยุ (RADIO NOISE FILTER) ปลอดภัยความร้อน ท่อส่งอากาศที่ทำหน้าที่เป็นตัวเรือน ภายในจะมีลิ้นผีเสื้อบรรจุอยู่ภายใน มีสวิทช์กำหนดการเคลื่อนตัวของ ACTUATOR บรรจุอยู่ภายในของฝาครอบชุดเฟืองขับ ปลอดภัยความร้อนอยู่ระหว่าง ACTUATOR และเรือนลิ้นจะป้องกันความร้อนจากท่ออากาศร้อนเพื่อป้องกันมอเตอร์และสายไฟ การควบคุมลิ้นให้เปิดและปิด กระทำโดย MASTER SWITCH และ PRESSURE SELECTOR SWITCH ในห้องนักบิน MASTER SWITCH เมื่ออยู่ในตำแหน่ง “ON” จะทำให้กระแสไฟฟ้าเข้าสู่รีเลย์ของลิ้นปิดเปิดและ PRESSURE SELECTOR SWITCH สมมติว่า MASTER SWITCH ปกติอยู่ในตำแหน่ง “ON” การทำงานของลิ้นจะถูกควบคุมโดย PRESSURE SELECTOR SWITCH สวิทช์โดยปกติจะทำเครื่องหมายด้วยรูปหลอดกว่า COMPRESSOR AIR ----- และ RAM SUPPLY ในตำแหน่ง “COMPRESSOR AIR” ----- ไฟฟ้าจะ BYPASS รีเลย์และถูกส่งเข้าทางด้านเปิดของลิ้นปิดเปิดหากนักบินประสงค์จะปลดความดันในห้อง CABIN ก็ควรจะต้องเลื่อนดัน PRESSURE SELECTOR ไปอยู่ตำแหน่ง “RAM SUPPLY” ในตำแหน่งนี้ รีเลย์จะทำงานปล่อยให้กระแสไฟจาก MASTER SWITCH ส่งไปเข้าทางด้านเปิดของลิ้นปิดเปิด เมื่อลิ้นเปิดอากาศจากชุดอัดอากาศก็จะถูกนำเข้าไปในห้อง CABIN แต่เมื่อลิ้นปิดลมนี้ก็จะหยุดการไหลตรงลิ้นนี้ และนั่นก็คือเครื่องบินอยู่ในสภาพไม่ปรับความดันและไม่มีลมอบอุ่น

ในเครื่องบินบางแบบจะมีการติดตั้งลิ้นปิดเปิดอากาศร้อนฉุกเฉิน ซึ่งการทำงานจะใช้เครื่องกลเข้าอำนวยความสะดวกการทำงานของลิ้นในกรณีฉุกเฉินเมื่อเครื่องบินขาดพลังไฟฟ้า หรือหากเมื่อลิ้นปิดเปิดอากาศร้อนผิดปกติ หรือลิ้น BYPASS เกิดไม่ทำงานพึงให้ความสังเกตว่า ลิ้นนี้จะใช้ก็ต่อเมื่อเกิดฉุกเฉินเท่านั้น การใช้คันโยก (ลิ้น) ในขณะที่เครื่องทำความเย็นกำลังทำงานตามปกติร่วมกับการปรับความดันอยู่จะทำความเสียหายเป็นอย่างมากให้กับเทอร์โบของเครื่องทำความเย็น เพราะจะเกิดอาการ SHOCK เนื่องจากลมตีกลับบนส่วนเทอร์โบนั้น อาการนี้จะเป็นในเมื่อปิดลิ้นโดยรวดเร็ว การใช้ลิ้นนี้บ่อย ๆ จะเป็นผลทำให้ชุดทำความเย็นชำรุดได้

ชุดวาล์วที่ควบคุมการไหลของอากาศ (CABIN AIR FLOW CONTROL VENTURI ASSEMBLY)

ลิ้นนี้ชื่อที่รู้จักกันทั่วไปแล้ว คือ MASS FLOW VALVE ติดอยู่ในระบบถัดจากลิ้นปิดเปิดอากาศร้อน ดังเช่นในรูปที่ 22 หน้าี่ของมันเป็น คือ ควบคุมการป้อนความดันของลมจาก ย. ให้มีการไหลเกือบคงที่ส่งให้ห้อง CABIN ภายใต้อุณหภูมิต่ำ ความดันและตำแหน่งคันเร่งที่เปลี่ยนไป ชุดวาล์วนี้ประกอบด้วยวาล์วที่ชุด SERVO ลมและลิ้นผีเสื้อที่วาล์วที่มีที่ต่อท่อความดัน 2 แห่ง แห่งหนึ่งที่คอคอดและอีกอยู่เหนือคอคอด ท่อทั้งสองแห่งจะต่อเข้ากับชุด SERVO ลิ้นผีเสื้ออยู่หลังจากชุดวาล์วทำงานด้วย SERVO ลม, ชุด SERVO จะมีไดอะแฟรมควบคุมลิ้น METERING ซึ่งถูกปรับด้วยแรงสปริงที่ปรับได้และ ACTUATOR แบบใช้ลูกสูบทำงานด้วยลม VENTURI ควบคุมการไหลของอากาศจะทำให้การไหลของอากาศเข้าห้อง CABIN คงที่ไม่ว่าความดันอากาศเข้าและออกจะเปลี่ยนไป อากาศที่ไหลผ่านชุดวาล์วจะทำให้เกิดความดันต่าง ซึ่งความดันนี้จะกระทำต่อชุด SERVO ลมซึ่งมีสปริงดันอยู่ ดังนั้นลิ้น METERING จึงต้องการที่จะรักษาความดันต่างนี้ให้คงที่ รุระบายเล็ก ๆ ในห้องลูกสูบจะยอมให้อากาศระบายออกและลูกสูบจะเปิดลิ้นผีเสื้อ เมื่อลิ้น METERING ปิด สมมติว่ามีการรกรรไกของความดันลมเข้ามาในชุดวาล์ว เพราะมีการเร่งเครื่องยนต์การรกรรไกจะส่งความดันไปทางด้านท่อความดันสูง ความดันนี้จะสูงกว่าความดันที่ออกมาทางท่อความดันต่ำอีกตำแหน่งหนึ่ง

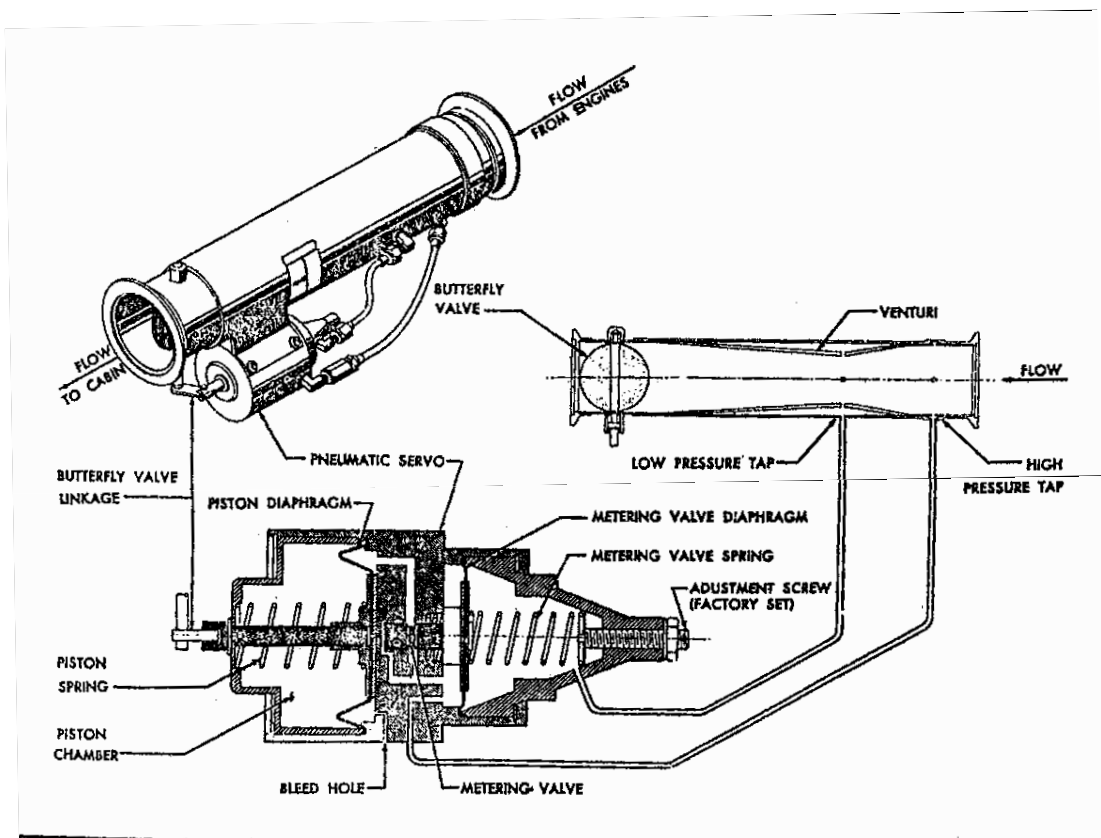


Figure 22. Airflow Control Venturi (Mass Flow Valve).

การทำงานของไดอะแฟรม ลิ้น METERING ใช้ความดันต่างนี้ จากท่อความดันสูงอากาศจะนำเข้าไปใน ไดอะแฟรมของลิ้น ทำให้ชนะแรงดันของสปริง จึงทำให้ลิ้น METERING เปิด เมื่อลิ้นเปิดอากาศจากท่อ ความดันสูงจะชนะแรงสปริงของลูกสูบ โดยดันไดอะแฟรมลูกสูบ เมื่อไดอะแฟรมของลูกสูบเคลื่อนตัวคั่น ส่งของลิ้นผีเสื้อจะเริ่มเคลื่อนตัวและปิดลิ้น ตำแหน่งการปิดของลิ้นผีเสื้อจะพิจารณาโดยจำนวนความดันที่ ยอมให้เข้าไปในลิ้น METERING ยิ่งความดันสูงมากเพียงใดลิ้นผีเสื้อก็จะเคลื่อนไปทางตำแหน่งปิดมาก เท่านั้น และในทำนองกลับกันเพื่อความดันน้อยลิ้นก็ปิดน้อย

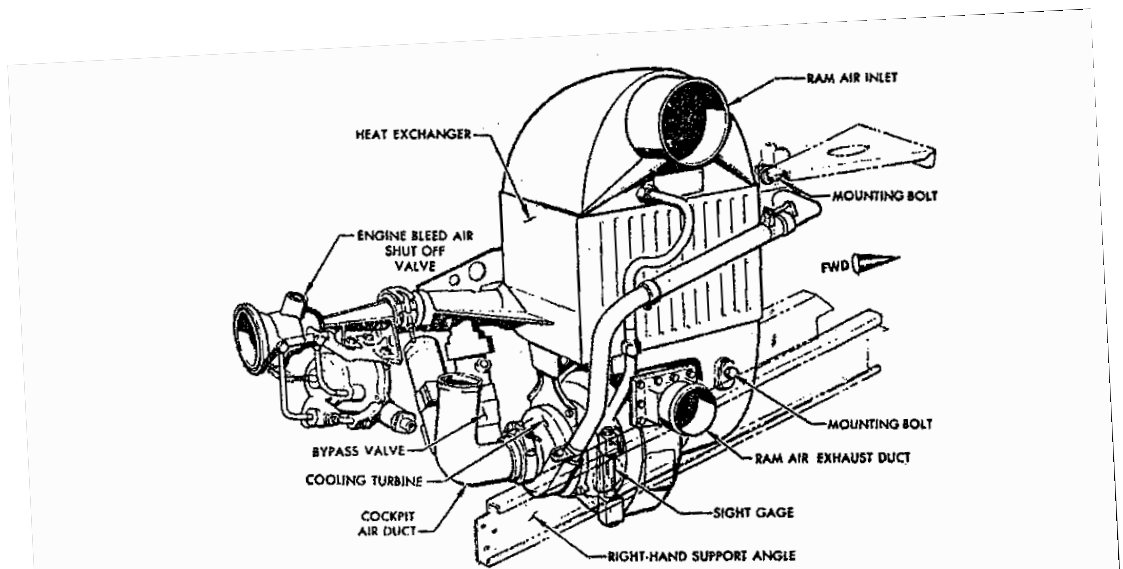


Figure 23. Refrigeration Pack.

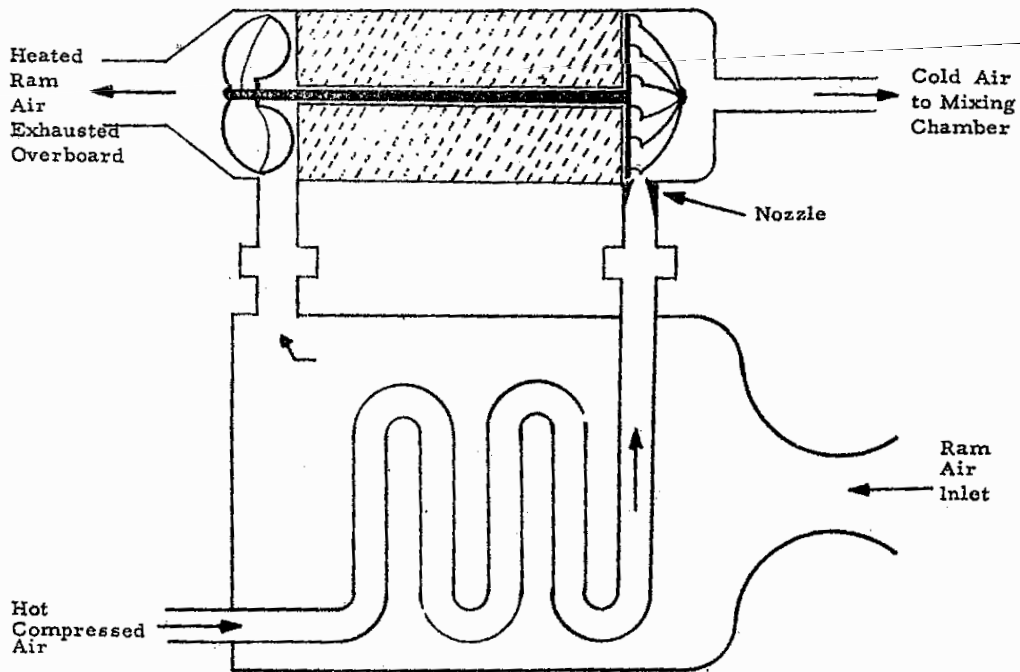


Figure 24. Refrigeration Unit.

ข้อต่อรูปตัว “Y” หรือ “T” ที่จุดนี้อากาศร้อนจะถูกแยกออกเป็น 2 ส่วน ทางหนึ่งจะแบ่งอากาศร้อนส่งไปให้ชุดทำความเย็น และอีกทางหนึ่งส่งอากาศไปยังลิ้น BYPASS เข้าห้อง CABIN หรือห้องผสมอากาศทำเย็น อากาศร้อนสำหรับให้ความอบอุ่น

HOT AIR BYPASS VALVE ลิ้นนี้บางครั้งเรียกว่าลิ้น AIR CONDITIONING

MODULATING ติดตั้งอยู่ในท่อส่งอากาศเข้าห้อง CABIN ทำงานด้วยมอเตอร์ไฟฟ้า กระแสสลับ 3 PHASE เป็นลิ้นใช้ควบคุมอุณหภูมิในห้องทำงานของเจ้าหน้าที่โดยปรับการไหลของอากาศร้อนเข้าห้อง CABIN เมื่อคันบังคับอุณหภูมิอยู่ในตำแหน่ง “AUTOMATIC” ลิ้น BYPASS นี้จะควบคุมการทำงานโดยตัวปรับอุณหภูมิอัตโนมัติลิ้นนี้สามารถจะบังคับได้ด้วยมือ โดยเลื่อนสวิทช์เลือกให้อุณหภูมิไปอยู่ตำแหน่ง “MANUAL” ลิ้นจะทำให้ลมร้อนนั้น BYPASS ชุดทำความเย็นหรือลิ้นนี้ปิดก็จะบังคับลมให้ผ่าน HEAT EXCHANGER ขึ้น EXPANSION TURBINE ต่อไป

ชุดทำความเย็นหรือเครื่องปรับอากาศชุดนี้แสดงในรูปที่ 23 และ 24 ทำหน้าที่ลดอุณหภูมิอากาศร้อนจากเครื่องยนต์ก่อนที่จะส่งเข้าไปในห้อง CABIN ชุดนี้มีส่วนประกอบย่อย 2 หน่วยโดยมีการลดอุณหภูมิ 2 ชั้น หน่วยแรก คือ HEAT EXCHANGER และหน่วยที่ 2 ชุด TURBINE FAN

HEAT EXCHANGER ตัวถ่ายเทความร้อนทำหน้าที่เช่นเดียวกันหม้อน้ำรถยนต์ การระบายความร้อนกระทำโดยใช้ลมเย็นจากบรรยากาศรอบ ๆ พุ่งเป่าที่อากาศร้อนที่ต่อกันเป็นอนุกรม การระบายความร้อนของลมร้อนนี้ก็เช่นเดียวกันกับหม้อน้ำ ซึ่งใช้ลมระบายความร้อนให้กับน้ำ ในเครื่องบินบางแบบจะติดตั้ง HEAT EXCHANGER นี้มากกว่า 1 อัน โดยให้ชื่อเป็น PRIMARY และ SECONDARY HEAT EXCHANGER PRIMARY จะวางอยู่ในตำแหน่งใกล้กับที่อากาศออกจากเครื่องยนต์การระบายความร้อนชั้นนี้ คือ ทำให้ลมร้อนที่ร้อนจัด เย็นลงจนมีความร้อนเหลือพอที่อุณหภูมิความร้อนใน บ. จะรับไว้ได้ HEAT EXCHANGER มีอยู่ 2 แบบ คือ แบบใช้อากาศระบายความร้อนและแบบใช้น้ำระบายความร้อนแบบหลังเราใช้น้ำเย็นส่งเข้าไปใน VANES แทนการใช้ RAM AIR ปัจจุบันแบบแรกเป็นที่นิยมใช้ จำนวนความเย็นที่จะได้มากที่สุดจากเครื่องทำความเย็นนั้นขึ้นอยู่กับประสิทธิภาพของ HEAT EXCHANGER ด้วย

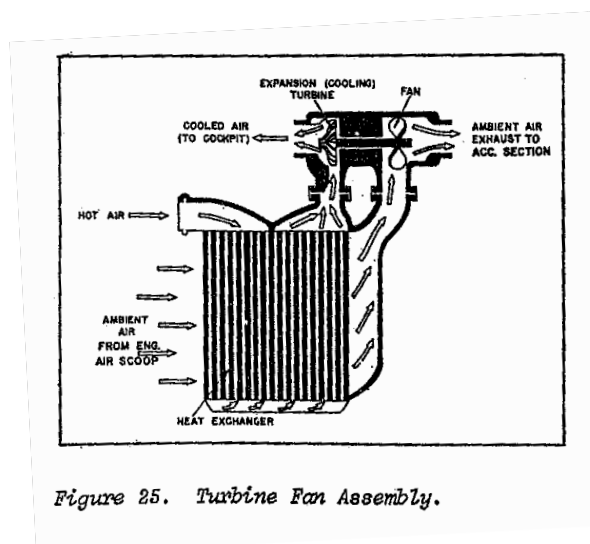


Figure 25. Turbine Fan Assembly.

ชุดใบพัดเทอร์ไบน์ (TURBINE – FAN ASSEMBLY)

หน่วยนี้แสดงในรูปที่ 25 เป็นส่วนประกอบที่สองของเครื่องทำความเย็น การทำความเย็นใช้การทำงานโดยใช้หลักการ 2 อย่าง ประการแรกนำลมเข้าไปให้ทำงานและเกิดการควบตัวความร้อนให้ออกไปจากมัน วิธีที่สองทำให้ความร้อนเสียไป โดยการทำให้ลมร้อนขยายตัวโดยรวดเร็ว หลังจากอากาศออกจากเทอร์ไบน์ เมื่อความอัดของอากาศออกจาก HEAT EXCHANGER หลังจากได้รับการระบายความร้อนขั้นแรกแล้วจะส่งเข้าไปหมุนเทอร์ไบน์ในชุดใบพัดเทอร์ไบน์ ลมร้อนที่ได้รับการระบายความร้อนบ้างแล้วจะพุ่งเข้าไปในชุด NOZZIE RING สาดลมออกทางเส้นรอบวงของกลบเทอร์ไบน์ และออกมาทางศูนย์กลางของชุดเทอร์ไบน์ จึงทำให้ชุดเทอร์ไบน์หมุนด้วยความเร็วสูงมาก พัดลมซึ่งประกอบรวมในเพลลาเดียวกัน มีความมุ่งหมาย 2 อย่าง คือ ประการหนึ่ง ช่วยดูด RAM AIR ผ่าน HEAT EXCHANGER และยังเป็นตัวยั้งหรือจำกัดรอบการหมุนของเทอร์ไบน์ด้วย เป็นการป้องกันชุดเทอร์ไบน์หมุนรอบสูงเกินเกณฑ์อากาศที่ขยายตัวอย่างรวดเร็วและออกจากชุดเทอร์ไบน์ จะเสียพลังไปในขณะที่หมุนเทอร์ไบน์ทำให้มันลดอุณหภูมิลงเป็นลมเย็น เมื่อออกจากชุดเทอร์ไบน์จะเข้าผสมกับอากาศที่ยังไม่ได้ปรับสภาพ (ร้อน) จากลิ้น BYPASS เพื่อปรับอุณหภูมิใช้ในห้อง CABIN ต่อไประบบนี้ส่วนมากอุณหภูมิอากาศออกจากชุดเทอร์ไบน์จะรักษาความเย็นให้เหนือกว่า 32° ฟ. เพื่อป้องกันการเกิดน้ำแข็ง การควบคุมอุณหภูมินี้ใช้อิเล็กทรอนิกส์ หรือ PNEUMATIC TEMPERATURE CONTROL เป็นตัวผสมอากาศร้อนบางส่วนกับอากาศเย็นที่ออกมาในบางระบบจะใช้ตะแกรงควบคุมการเกิดน้ำแข็งแทนมีหลายระบบจะใช้ตัวแยกน้ำประกอบอยู่เพื่อแยกเอาความชื้นของอากาศออกในขณะที่ บ. บินต่ำ ๆ และในบางระบบจะใช้น้ำที่แยกออกนี้ผ่าน HEAT EXCHANGER เพิ่มประสิทธิภาพในการระบายความร้อนให้ดีขึ้น

การปรับความดันห้อง CABIN

แหล่งให้อากาศอัดใช้ในการปรับความดันใน CABIN แตกต่างไปจากที่ใช้กับระบบอื่น ๆ ในระบบทั้งหมดเราต้องการอากาศที่สะอาด (RAM) โดยเฉพาะบรรยากาศนั้นต้องใช้ในระบบระบายอากาศมีการเพิ่มอุณหภูมิและความดันให้สูงขึ้น ความร้อนเราเพิ่มโดยวิธีใช้ความร้อนจากท่อไอเสีย เครื่องสันดาปหรือความร้อนจากเครื่องยนต์เจ็ท ความแตกต่างหลัก คือ วิธีการเพิ่มความดันให้กับอากาศ

หน่วยให้ความดัน (PRESSURE UNIT)

เครื่องบินใบพัดจะใช้เทอร์โบชุปเปอร์ชาร์จแก่งให้อากาศ คือ ระบบระบายความร้อนในส่วนอัดอากาศของชุดเทอร์โบ สำหรับเครื่องบินเจ็ทเราใช้อากาศที่แบ่งออกมากจากชุดอัดอากาศของเครื่องยนต์ เครื่องบินแบบอื่น ๆ อาจใช้ชุดอัดอากาศติดตั้งพิเศษบนส่วนอุปกรณ์ของเครื่องยนต์ หรือใช้มอเตอร์ไฮดรอลิกหรือไฟฟ้าขับชุดอัดลมโดยติดตั้งไว้ในตำแหน่งที่เหมาะสม อากาศอันนี้จะมีท่อส่งเข้าในห้อง CABIN เพื่อรักษาความดันให้ได้ตามปรารถนา

การควบคุมความดันตามปกติของหน่วยให้ความดัน

(NORMAL CONTROL OF THE PRESSURE UNIT)

ความดันในห้อง CABIN อาจรักษาโดยใช้วิธีการอย่างใดอย่างหนึ่งใน 3 วิธีนี้

1. ทำห้อง CABIN ไม่ให้มีกรร่วไหลเพื่อรักษาความดันให้ได้เท่าระดับน้ำทะเล เป็นวิธีการที่กระทำได้ยากและยังต้องการออกซิเจนสำหรับลูกเรือวิธีนี้จึงไม่ถูกหลักปฏิบัติ

2. เพิ่มอากาศเข้าไปทดแทนส่วนที่รั่วออกไปเป็นปัญหาอีก เพราะจำนวนอากาศน้อยไม่เพียงพอกับความต้องการของเจ้าหน้าที่

3. ทำให้เจ้าหน้าที่เกิดความสบาย โดยการป้อนอากาศเข้าอย่างเพียงพอมีการระบายอากาศทิ้งให้ความร้อนและกำจัดหมอก อากาศถูกป้อนเข้าห้อง CABIN มากเกินความต้องการแล้วทำการปรับความดันโดยการนำเอาความดันที่เกินใช้ทิ้งผ่านทาง CABIN PRESSURE REGULATOR

EMERGENCY CONTROL ในกรณีที่ REGULATOR ยอมให้ความดันเพิ่มขึ้นสูงมากเกินไป เกณฑ์ ปลดล้นภัย ล้นระบาย (RELIEVE VALVE) จะระบายปล่อยให้ความดันที่เกินเกณฑ์ทิ้งไป ปกติล้นนี้จะตั้งไว้ให้ทำงานที่ความดันสูงกว่า REGULATOR เล็กน้อย ปกติแล้วมันจะทำงานก็ต่อเมื่อ REGULATOR เกิดขัดข้องขึ้น

การควบคุมสุญญากาศ (VACUUM CONTROL)

ด้วยโครงสร้างของเครื่องบิน ถูกออกแบบให้ทนต่อความดันภายในห้อง CABIN สูงกว่าความกดดันของอากาศจากภายนอก แต่ถ้าหากว่าความกดดันจากภายนอกเกิดสูงกว่าความดันภายในจนถึงขีดกำหนดแล้ว โครงสร้างของเครื่องบินอาจชำรุดเสียหายจนเป็นอันตรายร้ายแรงได้ ในขณะที่ภายในห้อง CABIN มีการปรับความดันและเครื่องบินลดระยะสูงโดยรวดเร็ว REGULATOR จะปรับตัวไม่ทันที่จะเฉลี่ยความดันอันเกิดจากการเปลี่ยนระยะสูงได้ ดังนั้นเพื่อเป็นการป้องกันมิให้ความกดดันของอากาศภายนอกมีค่าสูงกว่าภายใน เราจะติดตั้ง VACUUM RELIEF VALVE ไว้ในระบบ เพื่อยอมให้มันปล่อยความดันจากภายนอกให้เข้ามาในห้อง CABIN ได้

การปล่อยความดัน (PRESSURE RELEASE)

ด้วยช่องทางออกและประตูของห้องที่ปรับความดันนั้นเปิดเข้าข้างใน ดังนั้นความดันของอากาศภายในที่สูงกว่าจะดันให้มันปิดแน่น เพื่อให้ทางออกต่าง ๆ เหล่านี้สามารถเปิดได้ขณะทำการบิน ด้วยระบบปรับความดันเราจะติดตั้งล้นปลดความดัน หรือที่เรียกกันทั่ว ๆ ไปว่า “DUMP VALVE” เพื่อปล่อยให้ความดันภายในที่สูงกว่าออกไปได้ เพื่อให้สามารถเปิดช่องออกและประตูจากภายในได้

COMBINATION UNIT ในบางครั้งเราจะสร้าง PRESSURE RELIEF VALVE VACUUM RELIEF VALVE และ PRESSURE RELEASE VALVE อยู่ในตัวเรือนเดียวกัน ในกรณีเราจะเรียกมันว่า THREE – IN – ONE VALVE แบบ, ขนาด และจำนวนของล้นและ REGULATOR ขึ้นอยู่กับการออกแบบของระบบปรับความดันนั้น ๆ อย่างไรก็ตามระบบนี้จะต้องใช้ล้น 3 อย่างนี้อย่างน้อย อย่างละ 1 ล้น คือ

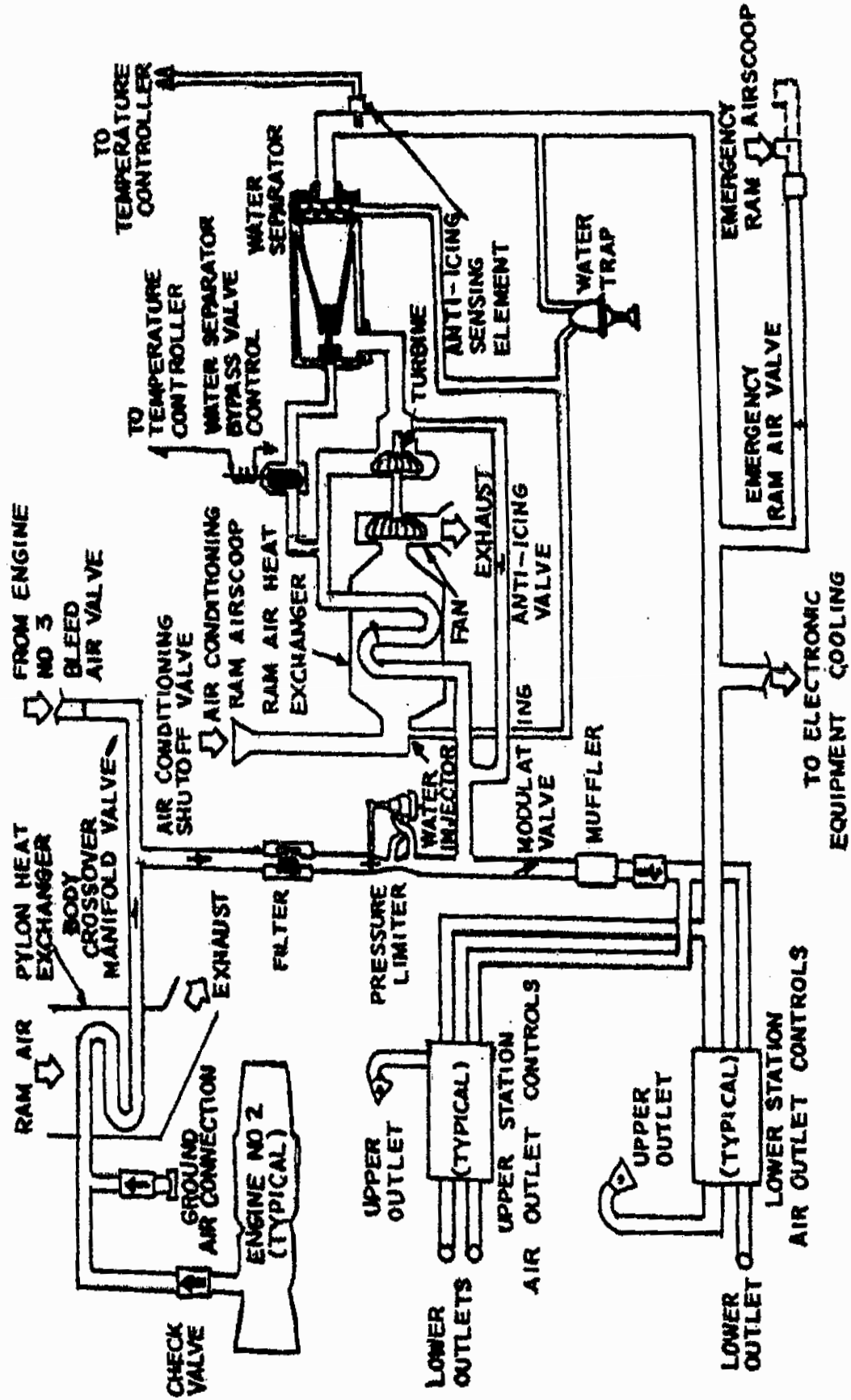


Figure Air Conditioning System Schematic